



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**NÁVRH JEDNOMOTOROVÉHO, VÍCEÚČELOVÉHO
DOPRAVNÍHO LETOUNU V KATEGORII CS/FAR 23**

DESIGN OF SINGLE - ENGINE, MULTI - PURPOSE TRANSPORT AIRPLANE IN THE CS / FAR CATEGORY
23

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Tomáš Majtán-Černák

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

BRNO 2019

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Tomáš Majtán-Černák**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.**
Akademický rok: 2018/19

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Návrh jednomotorového, víceúčelového dopravního letounu v kategorii CS/FAR 23

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Navrhnout víceúčelový, jednomotorový letoun podle předpisů CS/ FAR 23 v kategorii Normal s pohonnou jednotkou GE H80. Koncepti letounu volit s co nejširším vícevariantním použitím ve verzích: cestovní, nákladní, výsadkové, zdravotní a pod. Při návrhu využít v max. míře konstrukční a technologickou koncepci letounů řady L 410.

Cíle diplomové práce:

Stanovit celkovou koncepci a základní rozměry letounu. Stanovit základní hmotový rozbor a centráže. Vypracovat zjednodušené aerodynamické a aerostatické podklady a vypočítat výkony a vlastnosti letounu. Navrhnout a doložit celkovou dispozici uspořádání kabiny pro cestovní, nákladní, výsadkovou zdravotní, fotogrammetrickou aj. verze letounu. Nakreslit třípohledový výkres letounu a koncepci zástavby pohonné jednotky a podvozku. Vypracovat analýzu nákladů na vývoj letounu.

Seznam doporučené literatury:

Jane's : All the World's Aircraft.

TORENBEEK, E.: Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press, 1976.

ROSKAM, J.: Airplane Design (Parts), The University of Kansas, 1989.

MIKULA, J.: Konstrukce a projektování letadel, ČVUT, Praha, 2004.

Studie letounu L 210 (LÚ).

Předpisy CS 23 a FAR 23.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2018/19

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty



ABSTRAKT

Táto diplomová práca sa zaoberá návrhom jednomotorového, viacúčelového, dopravného letúna kategórie Normal podľa predpisu CS/FAR 23. Návrh využíva v maximálnej miere konštrukčnú a technologickú dedičnosť s letúnmi rady L 410. Práca stanovuje celkovú koncepciu, základné rozmery letúna, základný hmotový a centrážny rozbor, aerodynamické a aerostatické podklady, výkony a vlastnosti letúna. Ďalej sa práca zaoberá usporiadaním kabíny pre rôzne verzie letúna, zástavbou pohonnej jednotky a podvozku a nakoniec analýzou nákladov na vývoj letúna. Práca ukazuje na výhodnosť tohto návrhu v rôznych aspektoch. Návrh je zrovnateľný s konkurenčnými letúnmi z hľadiska jeho výkonov, a finančná analýza ukázala, že náklady na vývoj sú vratné po predaní pomerne nízkeho počtu kusov a pri nižšej predajnej cene, ako majú konkurenčné letúny. Navyše sa očakávajú nízke náklady na údržbu, nakoľko je letún jednomotorový.

KLÚČOVÉ SLOVÁ

CS/FAR 23, dopravné letectvo, jednomotorový, kategória Normal, návrh letúna, viacúčelový letún

ABSTRACT

This diploma thesis deals with a design of single-engine, multi-purpose, transport airplane in Normal category, given by CS/FAR 23. Design is created in highest constructional and technological accordance with L 410 airplane series. Thesis determines airplanes conceptual layout, basic dimensions, basic weight and center of gravity analysis, aerodynamic and aerostatic foundation, flight performances and airplane properties. Thesis arranges various versions of cabin layouts and describes power plant installation and landing gear construction. Results of the thesis shows, that this design is advantageous in various aspects. Design is comparable with competition from perspective of its performances. Financial analysis showed, that costs of development are returnable in relatively low amount of sold airplanes, for a prices, that are lower than a prices, competition is selling similar airplanes for. Moreover, costs of maintenance are expected to be low, as a consequence of using only one engine unit.

KEY WORDS

Airplane design, CS/FAR 23, Normal category, multipurpose, single-engine, transport



BIBLIOGRAFICKÁ CITÁCIA

MAJTÁN-ČERNÁK, Tomáš. *Návrh jednomotorového, víceúčelového dopravního letounu v kategorii CS/FAR 23*. Brno, 2019. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/117660>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Antonín Píštěk.



ČESTNÉ PREHLÁSENIE

Prehlasujem, že táto práca je mojim pôvodným dielom a vypracoval som ju sám pod vedením prof. Ing. Antonína Píšťka, CSc. a s použitím literatúry uvedenej v zozname

V Brne dňa 23. mája 2019

.....

Tomáš Majtán-Černák



POĎAKOVANIE

Chcem sa poďakovať môjmu vedúcemu práce, prof. Ing. Antonínovi Píšťkovi, CSc., za jeho vedenie, podnety, pripomienky a hlavne za to množstvo času, ktoré si pre mňa ochotne vyhradil, kedykoľvek som potreboval. Ďalej ďakujem svojim rodičom za slobodu, ktorú mi pri písaní práce dopriali a za to, že ma ochotne živili počas týchto dlhých neproduktívnych akademických rokov. No primárne ďakujem Bohu, bez ktorého by toto dielo nestálo.



OBSAH

| | |
|---|----|
| Úvod | 10 |
| 1. Štatistický prehľad | 11 |
| 1.1 Hmotnostné charakteristiky | 12 |
| 1.2 Výkonnostné charakteristiky | 13 |
| 1.3 Geometrické charakteristiky | 16 |
| 2. Usporiadanie a základné rozmery | 19 |
| 2.1 Nosná sústava | 19 |
| 2.2 Trup | 30 |
| 2.3 Vrtuľa | 35 |
| 2.4 Pristávacie zariadenie | 35 |
| 2.5 Chvostové plochy | 38 |
| 2.6 Pohonná jednotka | 44 |
| 3. Muška a 3D model | 46 |
| 4. Maximálna vzletová hmotnosť | 48 |
| 4.1 Štatistika | 49 |
| 4.2 Prázdna hmotnosť | 49 |
| 4.3 Hmotnosť platiaceho zaťaženia a posádky | 50 |
| 4.4 Hmotnosť paliva | 50 |
| 4.5 Kontrola priestoru pre palivo | 51 |
| 4.6 Maximálna vzletová hmotnosť | 51 |
| 4.7 Výkonové zaťaženie | 51 |
| 4.1 Platiace zaťaženie a dolet | 52 |
| 5. Centráž | 53 |
| 5.1 Stredná aerodynamická tetiva | 53 |
| 5.2 Hmotnosti jednotlivých častí letúna | 54 |
| 5.3 predpoklady | 54 |
| 5.4 Výpočet centráže | 54 |
| 5.5 Rozdelenie letúna na dielčie časti | 55 |
| 5.6 Obálka centráží a hmotností | 56 |
| 5.7 Ložný plán | 58 |
| 6. Letová obálka | 59 |
| 6.1 Obratová obálka | 59 |
| 6.2 Klapková obálka | 60 |
| 6.3 Poryvová obálka | 61 |
| 6.4 Výsledná letová obálka | 62 |

| | | |
|------|---|-----|
| 7. | Aerodynamické charakteristiky | 63 |
| 7.1 | Vztlaková čiara | 63 |
| 7.2 | Aerodynamická odporová polára letúna | 70 |
| 8. | pozdĺžna statická stabilita | 80 |
| 8.1 | Aerodynamický stred krídlo-trup | 80 |
| 8.2 | Príspevok VOP k posunu AS letúna | 81 |
| 8.3 | Poloha AS letúna s pevným riadením | 81 |
| 8.4 | Statická zásoba | 82 |
| 9. | Letové výkony | 83 |
| 9.1 | Horizontálny let | 83 |
| 9.2 | Stúpavý let | 92 |
| 9.3 | Klesavý let | 95 |
| 9.4 | Dolet a vytrvalosť | 98 |
| 10. | Verzie letúna | 102 |
| 10.1 | Cestovná verzia | 102 |
| 10.2 | Nákladová verzia | 103 |
| 10.3 | Zdravotná verzia | 105 |
| 10.4 | Výsadková verzia | 106 |
| 10.5 | Fotogrametrická | 107 |
| 11. | Zástavba pohonnej jednotky | 108 |
| 11.1 | Umiestnenie motora | 108 |
| 11.2 | Motorové lože | 109 |
| 12. | Zástavba pristávacieho podvozku | 112 |
| 12.1 | Hlavné pristávacie zariadenie | 112 |
| 12.2 | Predné pristávacie zariadenie | 113 |
| 13. | Finančná analýza | 116 |
| 13.1 | Základné vstupné parametre | 116 |
| 13.2 | Položky pre vývoj a výrobu | 119 |
| 13.3 | Náklady na vývoj prototypu | 126 |
| 13.4 | Sériová výroba | 127 |
| 13.5 | Finančný priebeh | 129 |
| 13.6 | Vyhodnotenie | 132 |
| 14. | Zhrnutie výsledných parametrov návrhu | 133 |
| | Záver | 134 |
| | Zoznam použitých skratiek a symbolov | 141 |
| | Zoznam príloh | 146 |

ÚVOD

Na súčasnóm trhu českého dopravného letectva existuje medzera podobe deväťmiestneho dopravného letúna kategórie Normal podľa CS/FAR 23. Túto sa snažili v minulosti zaplniť výrobcovia letúnov Evektor s letúnom EV-55, alebo Aero Vodochody s Ae 270. Oba projekty boli však doposiaľ neúspešné. Pritom pri pohľade na zahraničný trh možno nájsť radu úspešných letúnov s podobnými vlastnosťami, ako napríklad PC 12 NG, vyrobený švajčiarskou firmou Pilatus, alebo Cessna Caravan od americkej firmy Textron Aviation, čo dokazuje, že letúny tohto typu sú všeobecne žiadané a majú budúcnosť.

Táto diplomová práca sa zaoberá návrhom jednomotorového deväťmiestneho dopravného letúna VUT 150 Adelka, ktorý by zaplnil zmieňovanú dieru na trhu. Návrh stojí na základoch úspešných letúnov. Na jednej strane je v maximálnej možnej miere využitá konštrukčná a technologická dedičnosť s úspešným a osvedčeným letúnom L 410 od firmy Aircraft Industries, ktorý už dlhodobo vedie na českom trhu s dopravnými letúňmi a v roku vzniku práce oslavoval 50. výročie od svojho prvého vzletu. Táto dedičnosť prispieva k jednoduchosti letúna a mohla by napomôcť k uľahčeniu jeho vývoja, pokiaľ by prácu na tomto projekte započala, vo svojom stredisku v Kunoviciach, firma Aircraft Industries. Na druhej strane je vybavený najmodernejšou turbovrtuľovou pohonnou jednotkou GE H-85 od firmy GE Aviation, ktorá má potenciál svojou technológiou povzniesť jeho výkonnosť a efektivitu. Letún poháňa iba jedna pohonná jednotka, čo znižuje náklady na jeho prevádzku. Ku konkurencieschopnosti návrhu prispieva aj jeho všestrannosť, možnosť letún prevádzkovať vo viacerých verziách a operovať aj na neštandardných pristávacích plochách.

Úvodom práce bol vykonaný štatistický rozbor, na základe ktorého je možno výsledný návrh porovnať s konkurenčnými letúňmi. Ďalej čitateľa práca prevedie návrhom letúna počínajúc jeho koncepciou, rozmermi, hmotnostnou analýzou, rozborom centrálí a letovou obálkou. V nasledujúcich častiach boli zistené stabilitné vlastnosti a základné aerodynamické vlastnosti letúna, na základe ktorých bolo možno určiť jeho letové výkony. Potom bola ukázaná všestrannosť letúna, navrhnutím viacerých verzií. Po nej bola navrhnutá zástavba pohonnej jednotky a podvozku. Nakoniec bola vykonaná finančná analýza, kde boli určené náklady na vývoj letúna a zisky pri jeho výrobe v sérii.

1. ŠTATISTICKÝ PREHĽAD

Prvým krokom ku koncepcnému návrhu letúna, bolo zmapovanie technických parametrov a výkonov letúnov, dostupných na súčasnom trhu. Týmto bol utvorený počiatočný obraz o rozmedziach, v ktorých sa budú výsledné hodnoty pohybovať. Aby bol letún konkurencieschopný, nesmú sa jeho letové výkony a množstvo prevážaného platiaceho zaťaženia nachádzať pod hodnotami, ktoré dosahujú konkurenčné letúny. Zároveň však štatistický prehľad dáva predstavu aj o horných hraniciach, nakoľko výrazná prevaha návrhu oproti ostatným letúnom je málo pravdepodobná a neočakávaná.

Táto kapitola sa zaoberá porovnaním letúnov v troch rôznych oblastiach: Hmotnosti, výkony a geometria.

Bolo zvolených 15 súčasne na trhu dostupných letúnov, uvedených v Tab. 1-1. V dnešnom svete, hlavne v dopravnej sfére, prevažuje kategória dolnoplošných letúnov nad letúnm s iným usporiadaním. [1] Z tohto dôvodu sú aj v štatistike zastúpené vo valnej väčšine. Tá taktiež, pre širší prehľad, zahŕňa dvojmotorové letúny a letúny s piestovými motormi.

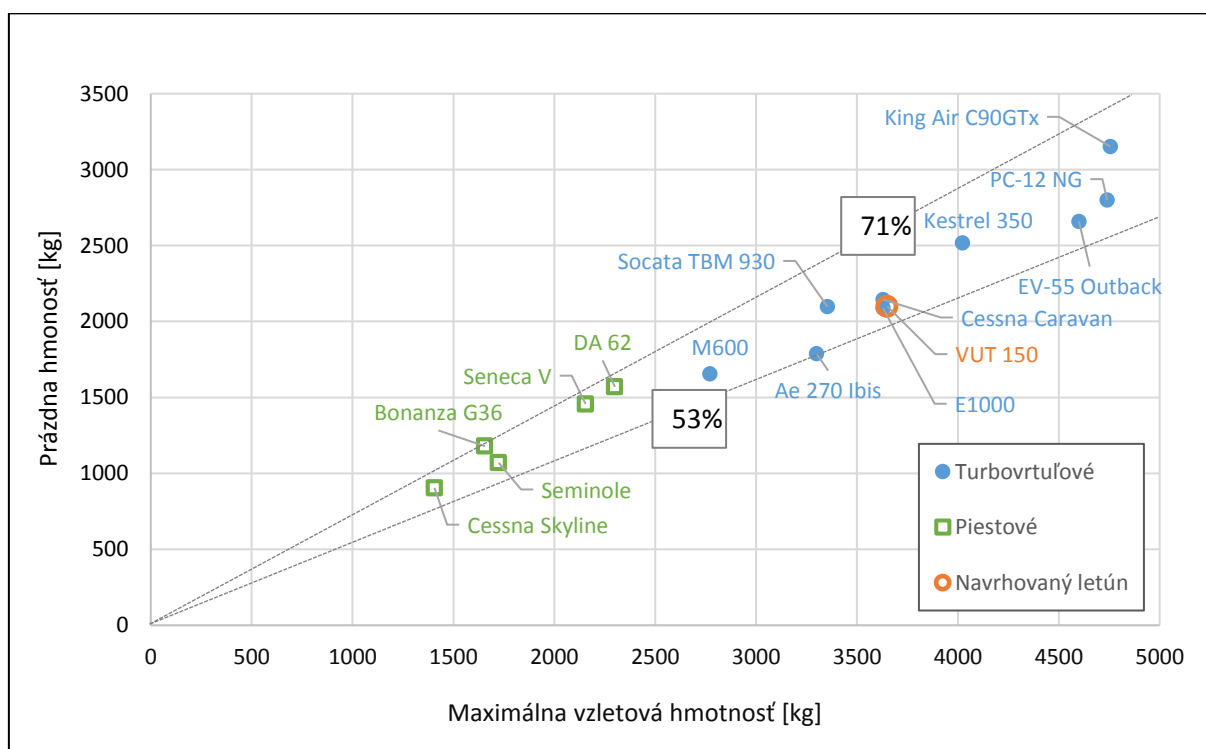
Tab. 1-1 Prehľad porovnávaných letúnov

| Model | Výrobca | Pohon | Nosná plocha | Cestujúci + posádka |
|-----------------|------------------|---------------|--------------|---------------------------|
| EV-55 Outback | Evektor | Turbovrtuľový | Hornoplošník | 9+1 |
| Ae 270 Ibis | Aero Vodochody | Turbovrtuľový | Dolnoplošník | 8+2 |
| PC-12 NG | Pilatus | Turbovrtuľový | Dolnoplošník | 9+1 |
| King Air C90GTx | Beechcraft | Turbovrtuľový | Dolnoplošník | 6+1 |
| Socata TBM 930 | Daher | Turbovrtuľový | Dolnoplošník | 4+1 |
| Cessna Caravan | Textron | Turbovrtuľový | Hornoplošník | 12+2 |
| E1000 | Epic | Turbovrtuľový | Dolnoplošník | 4+1 |
| Kestrel 350 | One Aviation | Turbovrtuľový | Dolnoplošník | 6+1 |
| M600 | Piper | Turbovrtuľový | Dolnoplošník | 4+1 |
| Bonanza G36 | Beechcraft | Piestový | Dolnoplošník | 4+1 |
| Arrow | Piper | Piestový | Dolnoplošník | 3+1 |
| Seminole | Piper | Piestový | Dolnoplošník | 3+1 |
| Seneca V | Piper | Piestový | Dolnoplošník | (5-6)+1 |
| DA 62 | Diamond Aircraft | Piestový | Dolnoplošník | 5+2 |
| Cessna Skyline | Textron | Piestový | Hornoplošník | 2+2 |
| VUT 150 | | Turbovrtuľový | Dolnoplošník | 9+1 |

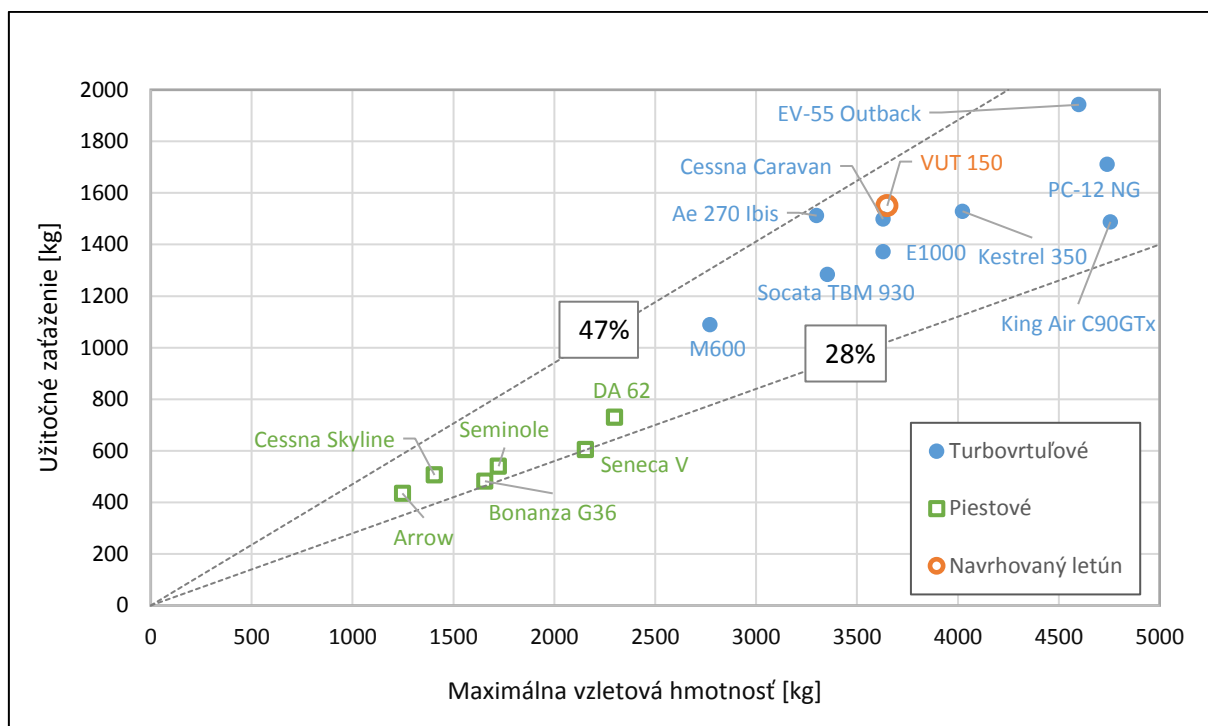
1.1 HMOTNOSTNÉ CHARAKTERISTIKY

Tab. 1-2 Hmotnostné charakteristiky porovnávaných letúnov

| Model | Maximálna vzletová hmotnosť [kg] | Prázdna hmotnosť [kg]* | Užitočné zaťaženie [kg] |
|-----------------|----------------------------------|------------------------|-------------------------|
| EV-55 Outback | 4600 | 2658 | 1942 |
| Ae 270 Ibis | 3300 | 1788 | 1512 |
| PC-12 NG | 4740 | 2800 | 1711 |
| King Air C90GTx | 4756 | 3152 | 1488 |
| Socata TBM 930 | 3354 | 2097 | 1284 |
| Cessna Caravan | 3629 | 2145 | 1499 |
| E1000 | 3629 | 2087 | 1372 |
| Kestrel 350 | 4023 | 2517 | 1529 |
| M600 | 2772 | 1656 | 1089 |
| Bonanza G36 | 1656 | 1179 | 482 |
| Arrow | 1247 | - | 435 |
| Seminole | 1724 | 1070 | 540 |
| Seneca V | 2155 | 1457 | 604 |
| DA 62 | 2300 | 1570 | 730 |
| Cessna Skyline | 1406 | 905 | 506 |
| VUT 150 | 3650 | 2100 | 1550 |



Obr. 1-1 Závislosť prázdnej hmotnosti na maximálnej vzletovej hmotnosti

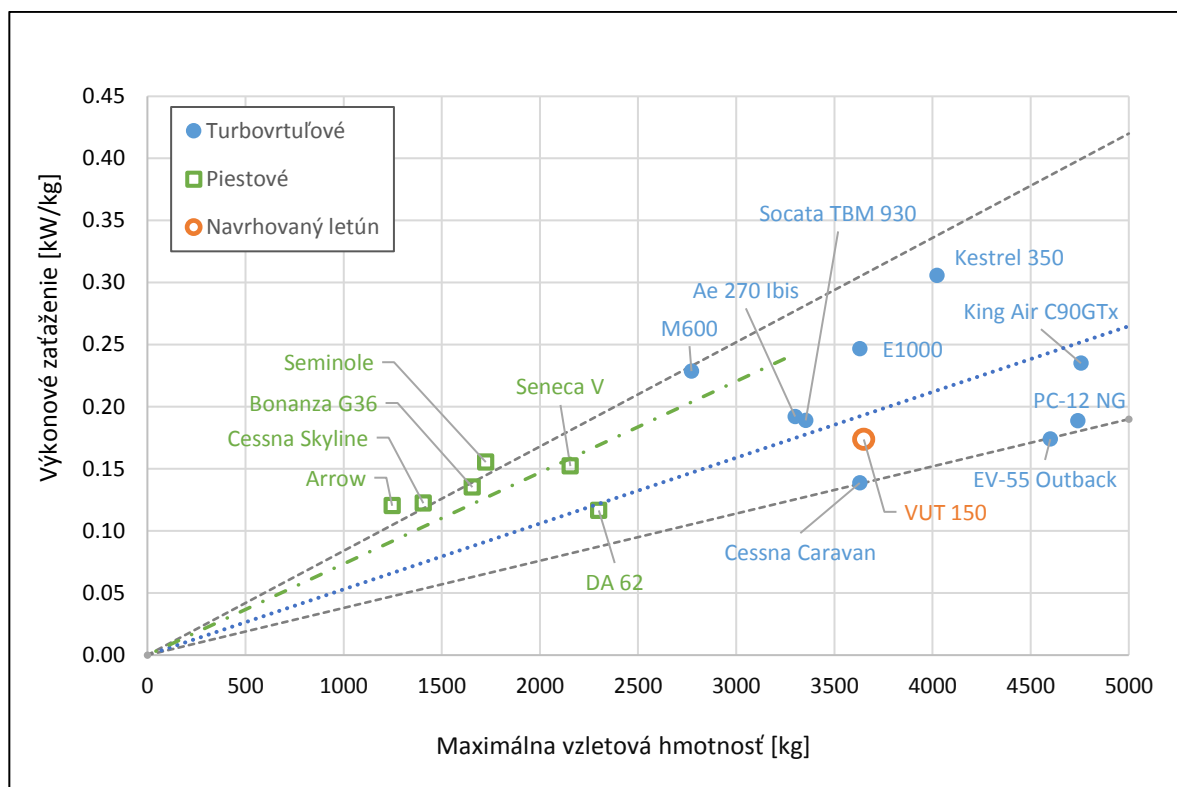


Obr. 1-2 Závislosť užitočného zaťaženia na maximálnej vzletovej hmotnosti

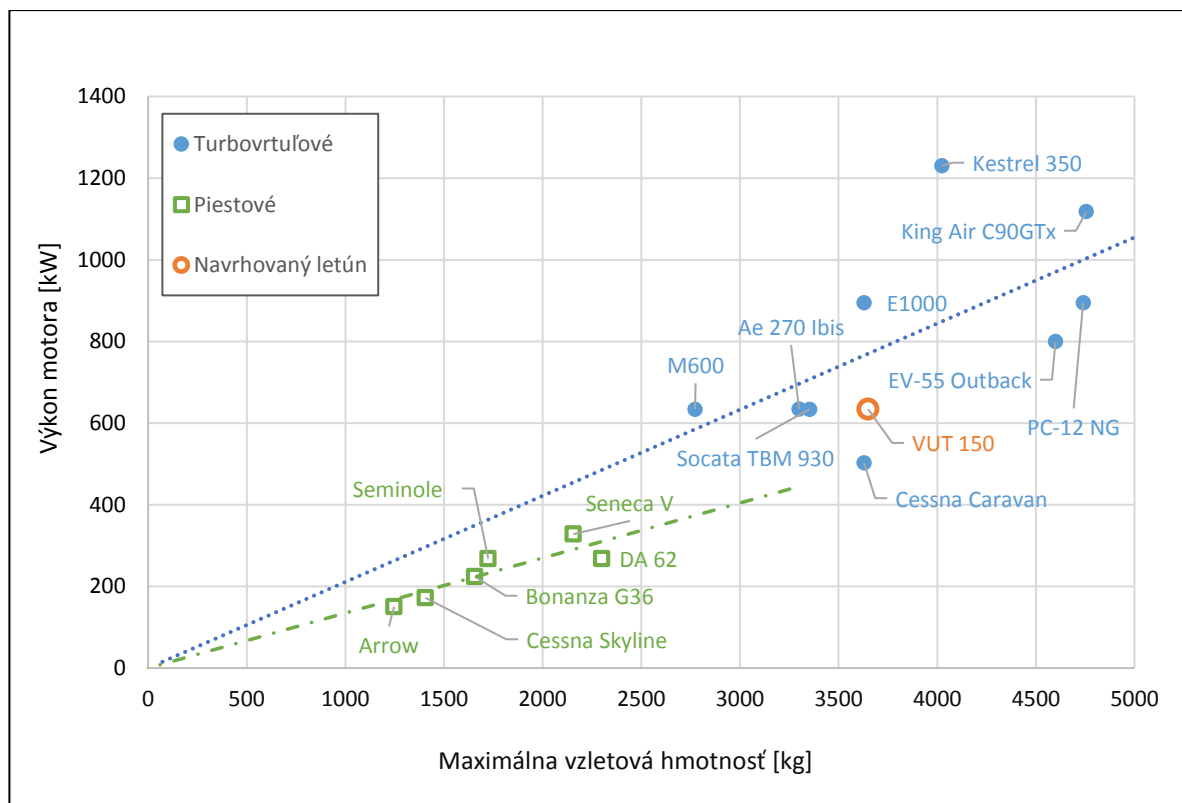
1.2 VÝKONNOSTNÉ CHARAKTERISTIKY

Tab. 1-3 Výkonové charakteristiky porovnávaných letúnov

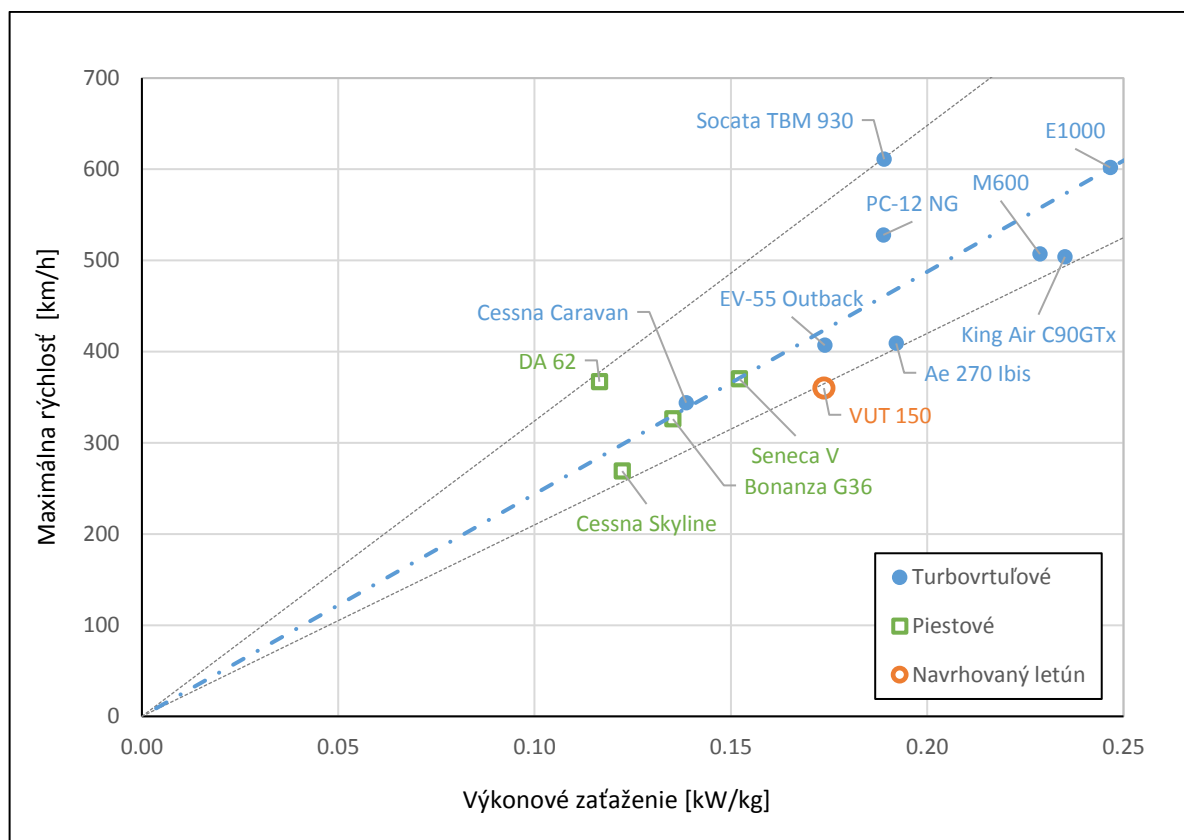
| Model | Pohonná jednotka | Výkon motora [kW] | Výkonové zaťaženie [kW/kg] | Maximálna rýchlosť [km/h] | Dolet [km] |
|-----------------|--|-------------------|----------------------------|---------------------------|------------|
| EV-55 Outback | 2xPratt & Whitney Canada PT-6A-21 | 400 | 0.17 | 407 | 2620 |
| Ae 270 Ibis | 1xPratt & Whitney Canada PT6A-42A | 634 | 0.19 | 409 | 2916 |
| PC-12 NG | 1xPratt & Whitney Canada PT6A-67P | 895 | 0.19 | 528 | 3523 |
| King Air C90GTx | 2xPratt & Whitney Canada PT6A-135A | 559 | 0.24 | 504 | 2334 |
| Socata TBM 930 | 1xPratt & Whitney Canada PT6A-135A | 634 | 0.19 | 611 | 3204 |
| Cessna Caravan | 1xPratt & Whitney Canada PT6A-114A | 503 | 0.14 | 344 | 1982 |
| E1000 | 1xPratt & Whitney PT6A-67A | 895 | 0.25 | 602 | 3056 |
| Kestrel 350 | 1xHoneywell TPE331-14GR turboprop | 1230 | 0.31 | - | 2408 |
| M600 | 1xPratt & Whitney Canada PT6A-42A | 634 | 0.23 | 507 | 3071 |
| Bonanza G36 | 1xContinental Motors IO-550-B | 224 | 0.14 | 326 | 1704 |
| Arrow | 1xLycoming IO-360-C1C6 | 150 | 0.12 | - | 1630 |
| Seminole | 2xLycoming IO-360-A1H6 | 134 | 0.16 | - | 1296 |
| Seneca V | 2xTurbocharged Continental TSIO-360-RB | 164 | 0.15 | 370 | 1534 |
| DA 62 | 2xAustro Engine AE330 | 134 | 0.12 | 367 | 2490 |
| Cessna Skyline | 1xLycoming IO-540-AB1A5 | 172 | 0.12 | 269 | 1695 |
| VUT 150 | 1xGE Aviation GE H-85 | 634 | 0.17 | 360 | 2700 |



Obr. 1-3 Závislosť výkonového zaťaženia na maximálnej vzletovej hmotnosti



Obr. 1-4 Závislosť výkonu motora na maximálnej vzletovej hmotnosti



Obr. 1-5 Závislosť maximálnej rýchlosti na výkonovom zaťažení

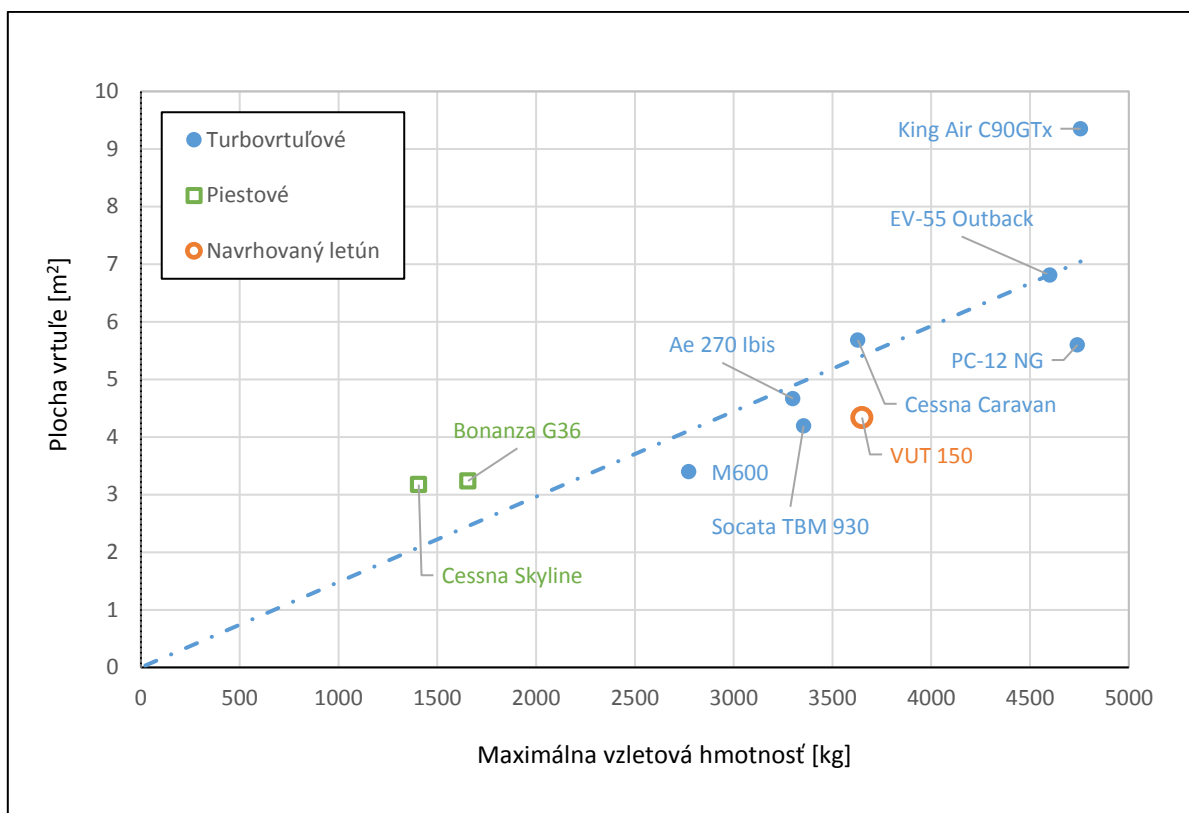
Na základe uvedených grafov, ešte pred akoukoľvek návrhovou činnosťou, bolo užitočné odhadnúť v akých výkonových hodnotách by sa mohol navrhovaný letún pohybovať. K tomu bolo možno použiť napríklad nasledujúcu úvahu. Na Obr. 1-4 je zobrazená závislosť celkového výkonu použitých motorov na maximálnej vzletovej hmotnosti. Po preložení údajov lineárnymi regresnými priamkami je možno vidieť, že letúny s piestovými motormi majú všeobecne vyššiu hmotnosť konštrukcie s nižším výkonom. Z priamky pre turbopvrtuľové motory (modrá bodkovaná), je možno určiť naozaj hrubý odhad hmotnosti jednomotorového dopravného letúna s výkonom motora 634 kW, čo je maximálny trvalý výkon pohonnej jednotky GE-H85 [35]. Pomerom výkonu a hmotnosti bola potom na základe Obr. 1-5 získaná základná predstava o maximálnej rýchlosti. Z takto odhadnutých hodnôt by sa výkonové zaťaženie pohybovalo v okolí 0,2 kW/kg. Podľa regresnej priamky (modrá bodkočiarkovaná), tomuto zodpovedá hodnota maximálnej rýchlosti 500 km/h. Letún pravdepodobne nebude schopný dosiahnuť vyššej maximálnej rýchlosti než je táto. Nakoľko je vplyv stlačiteľnosti nutné uvažovať až pre letúny od cestovnej rýchlosti približne 600 km/h [4], bola na základe tejto predstavy stlačiteľnosť zanedbaná už v počiatočnom štádiu metodiky návrhu.

1.3 GEOMETRICKÉ CHARAKTERISTIKY

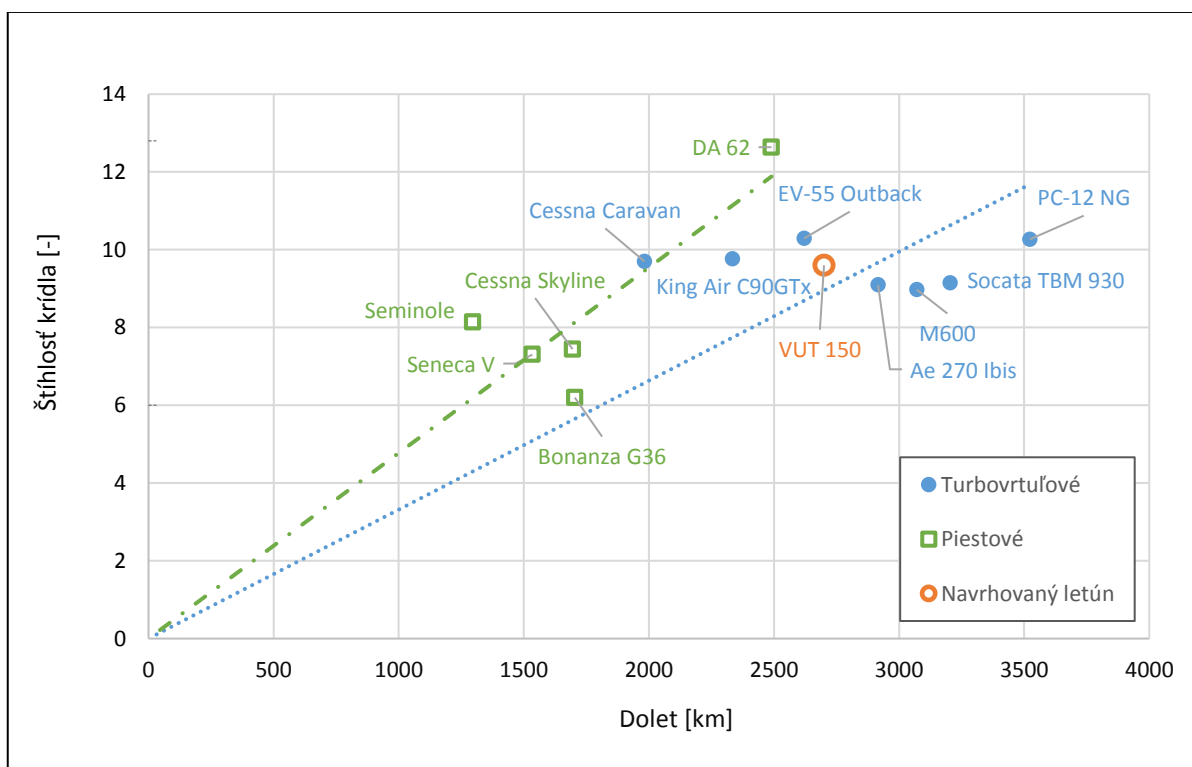
Tab. 1-4 Geometrické charakteristiky porovnávaných letúnov

| Model | Rozpätie [m] | Štíhlosť krídla [-] | Plocha krídla [m ²] | Hmotnostné zaťaženie [kg/m ²] | Priemer vrtuľe [m] | Počet vrtulí | Plocha vrtule [m ²] |
|----------------------------|-----------------|------------------------|---------------------------------------|---|--------------------------|-----------------|---------------------------------------|
| EV-55 Outback | 16.1 | 10.3 | 25.19 | 182.6 | 2.08 | 2 | 6.8 |
| Ae 270 Ibis | 13.82 | 9.1 | 21 | 157.1 | 2.44 | 1 | 4.7 |
| PC-12 NG | 16.28 | 10.3 | 25.81 | 183.6 | 2.67 | 1 | 5.6 |
| King Air C90GTx | 16.36 | 9.8 | 27.41 | 173.5 | 2.44 | 2 | 9.4 |
| Socata TBM 930 | 12.833 | 9.1 | 18 | 186.3 | 2.31 | 1 | 4.2 |
| Cessna Caravan E1000 | 15.87 | 9.7 | 25.96 | 139.8 | 2.69 | 1 | 5.7 |
| E1000 | 13.1 | - | 18.86 | 192.4 | 0.00 | 1 | - |
| Kestrel 350 | 13.7 | - | - | - | 0.00 | 1 | - |
| M600 | 13.2 | 9.0 | 19.42 | 142.7 | 2.08 | 1 | 3.4 |
| Bonanza G36 | 10.21 | 6.2 | 16.82 | 98.5 | 2.03 | 1 | 3.2 |
| Arrow | 10.8 | - | - | - | - | 1 | - |
| Seminole | 11.8 | 8.1 | 17.1 | 100.8 | - | 2 | - |
| Seneca V | 11.9 | 7.3 | 19.39 | 111.1 | - | 2 | - |
| DA 62 | 14.7 | 12.6 | 17.1 | 134.5 | - | 2 | - |
| Cessna Skyline | 10.97 | 7.4 | 16.17 | 87.0 | 2.01 | 1 | 3.2 |
| VUT 150 | 14.86 | 9.6 | 23 | 158.7 | 2.35 | 1 | 4.3 |

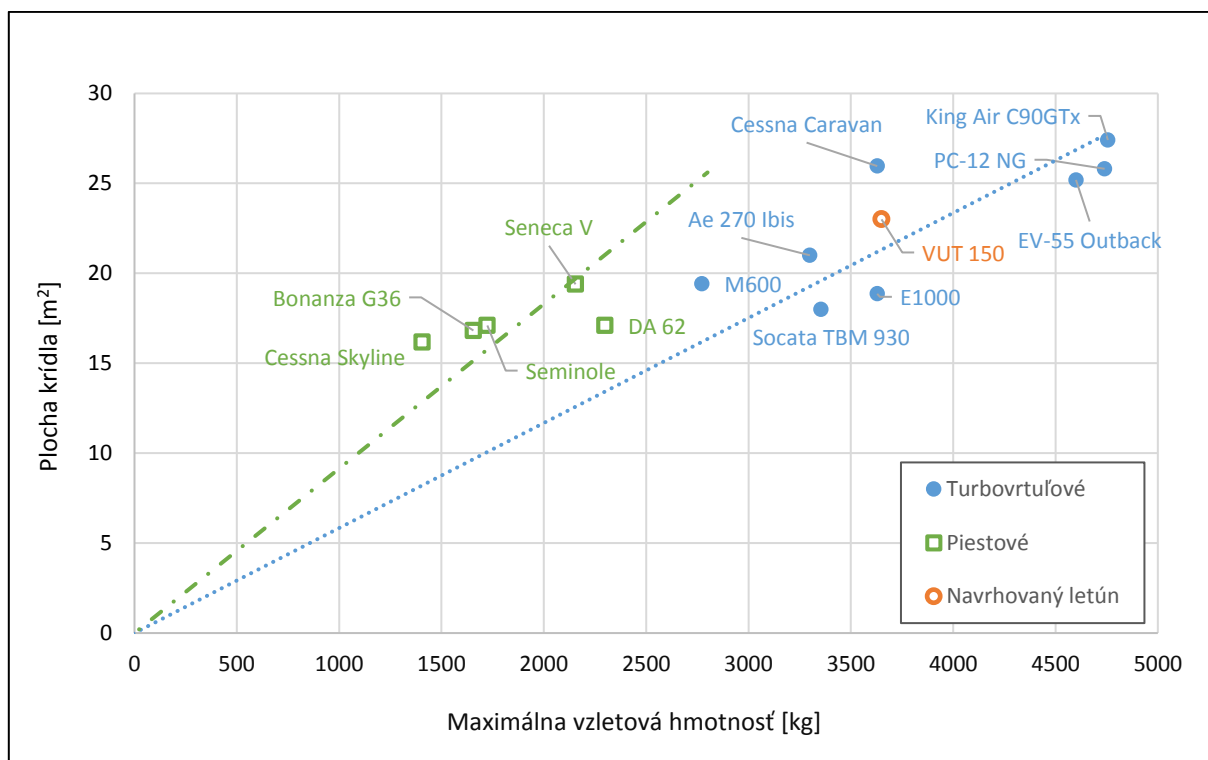
Hodnoty štíhlostí krídel sa pohybujú v rozsahu od 6,2 do 12,6. Turbovrtuľové letúny majú menší rozptyl hodnôt a priemerná hodnota ich štíhlosti je 9,6.



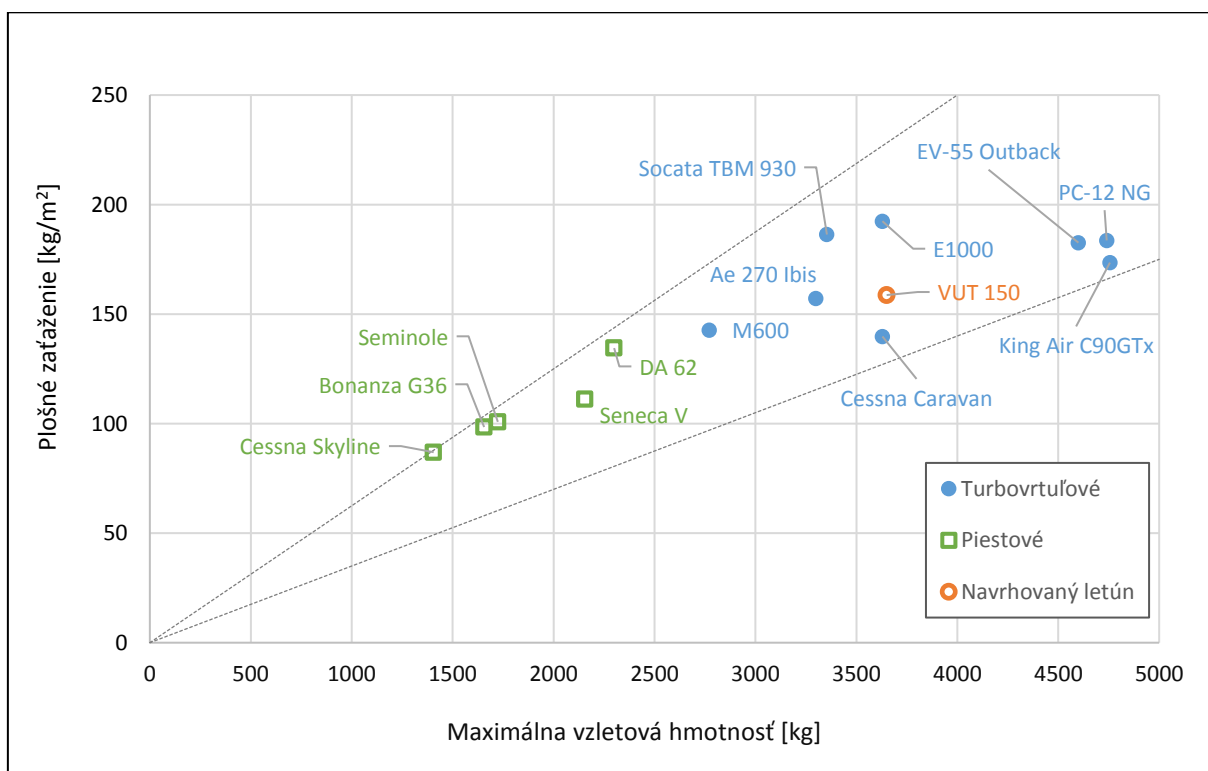
Obr. 1-6 Závislosť plochy vrtule na maximálnej vzletovej hmotnosti



Obr. 1-7 Závislosť štíhlosti krídla na dolete



Obr. 1-8 Závislosť plochy krídla na maximálnej vzletovej hmotnosti



Obr. 1-9 Závislosť plošného zaťaženia na maximálnej vzletovej hmotnosti

2. USPORIADANIE A ZÁKLADNÉ ROZMERY

Letún bol navrhnutý tak, aby v maximálnej možnej miere využíval konštrukčnú a technologickú koncepciu letúnov typu L 410. Dodržaním tejto dedičnosti sa môže dosiahnuť redukcia nákladov na vývoj. Pri voľbe usporiadania bol na túto skutočnosť braný zreteľ, s výnimkou konštrukčného uzlu výškovej polohy vodorovných chvostových plôch. Po dohode s vedúcim diplomovej práce, bolo, z dôvodu zachovania unikátnosti letúna, zvolené usporiadanie chvostových plôch do tvaru T.

Z hľadiska použitých materiálov bude dedičnosť letúna zachovaná. Konštrukcia je celokovová s využitím rovnakých výrobných postupov ako pri L 410.

2.1 NOSNÁ SÚSTAVA

Táto podkapitola sa zaoberá návrhom nosnej sústavy, teda krídla letúna. Nosná sústava je jedna z najdôležitejších častí letúna. Vzniká na nej vztlak, potrebný pre prekonanie gravitačnej sily. Pri jej projektovaní je dôležité splniť množstvo protichodných požiadavkou, ako: Aerodynamické, pevnostné, hmotnostné a tuhostné.

Z výrobného hľadiska je krídlo, rovnako ako pri L 410 NG, celokovové, frézované, s integrovanými palivovými nádržami.

2.1.1 VÝŠKOVÁ POLOHA KRÍDLA

V rámci zachovania konštrukčnej dedičnosti s L 410 bolo pre letún bolo zvolené hornoplošné usporiadanie. Toto zo sebou nesie nasledujúce výhody a nevýhody:

Tab. 2-1 Výhody a nevýhody hornoplošného usporiadania [1]

| Výhody | Nevýhody |
|--|--|
| Možnosť nedeleného krídla | Príspevok k stranovej stabilite môže byť príliš veľký |
| Jednoduché uchytenie k hornej časti trupu | Pristávacie zariadenie na krídle – dlhé, ťažké, neskladné |
| Vyššie hodnoty vztlaku | Pristávacie zariadenie na trupe – nedostatočný rozchod kolies a stranová stabilita pri pojazde |
| Nižší interferenčný odpor | Pri havárii je trup zaťažený od krídla |
| Významný príspevok ku stranovej stabilite | |
| Podlaha nízko zeme – jednoduché nakladanie ťažkých a rozmerných nákladov | |

2.1.2 POMERNÁ HRÚBK A PROFILU KRÍDLA

Pomerná hrúbka profilu bola definovaná, ako pomer maximálnej hrúbky profilu k hĺbke profilu t/b . Táto má vplyv na parametre uvedené v Tab. 2-2.

Tab. 2-2 Vplyv pomernej hrúbky profilu na vlastnosti letúna [4]

| | | | | | |
|----------------|---------------------|---------------------|--------------------|--------------------|------------------------|
| $\uparrow t/c$ | $\downarrow M_{KR}$ | $\downarrow m_{kr}$ | $\uparrow C_{D_o}$ | $\uparrow V_{pal}$ | $\uparrow C_{L_{max}}$ |
|----------------|---------------------|---------------------|--------------------|--------------------|------------------------|

Kritické machové číslo M_{KR} je bod prechodu do oblasti letu, kedy so zvyšovaním rýchlosti letu dochádza k prudkému nárastu odporu, prudkému poklesu súčiniteľa vztlaku a na letové vlastnosti začína mať rozhodujúci vplyv stlačiteľnosť vzduchu. V kap. 1.2 bola na základe štatistiky uskutočnená úvaha, ktorej záverom bolo, že navrhovaný dopravný letún pravdepodobne nebude s jednou pohonnou jednotkou typu GE-H85 schopný dosiahnuť maximálnej rýchlosti vyššej ako 500 km/h. Pri takýchto hodnotách maximálnej rýchlosti nedochádza ku kritickému machovmu číslu. Návrh nebol týmto parametrom ďalej obmedzovaný a stlačiteľnosť bola vo všetkých fázach zanedbaná.

S rastúcou pomernou hrúbkou rastie profilový odpor C_{D_o} . Zároveň však narastá schopnosť krídla prenášať ohybový moment, čo má za následok nižšiu hmotnosť krídla. Najvýraznejší ohybový moment sa nachádza v **koreni krídla**, preto bola hodnota pomernej hrúbky v tejto oblasti volená **vyššia**. Navyše sa týmto zväčšuje priestor pre objem prevážaného paliva V_{pal} . Na **konci krídla** bola naopak hodnota t/c volená **nižšia**. [4]

Tab. 2-3 Zvolené hodnoty pomernej hrúbky profilu krídla

| | t/c | | |
|---------------|----------------------|----------------------|----------------------------|
| | L 410 [16] [-] | EV 55 [37] [-] | Navrhovaný letún [-] |
| Koreň krídla | 0,18 | 0,17 | 0,18 |
| Koniec krídla | 0,12 | 0,13 | 0,12 |

2.1.3 UHOL ŠÍPU KRÍDLA

Uhol šípu α ovplyvňuje pri rovnakej rýchlosti nerozrušeného prúdu veľkosť aerodynamických síl na krídle. V našom prípade bol uhol šípu volený tak, aby hlavný nosník, ktorý sa nachádza v najhrubšej časti profilu krídla (30% c), mohol byť priamy a nevznikali tak dopredné silové účinky spôsobené lomením nosníka.

2.1.4 ŠTÍHLOSŤ KRÍDLA

Štíhlosť krídla λ je definovaná ako pomer štvorca rozpätia krídla a plochy krídla.

$$\lambda = \frac{b^2}{S} \quad (2.1)$$

So zväčšujúcou sa štíhlosťou, stúpa hmotnosť konštrukcie krídla m_{kr} , v dôsledku poklesu ohybových momentov, posuvných síl a krútiacich síl. Dochádza však k poklesu indukovaného odporu c_{Di} , z dôvodu ovplyvnenia menšej časti krídla indukovanými vírmi. Veľkou výhodou z aerodynamického hľadiska je nárast aerodynamickej jemnosti $\frac{c_L}{c_D}$ (vyšší dolet) a maximálneho súčiniteľa vztlaku $C_{L_{max}}$ (nižšie pristávacie rýchlosti). Pri vysokej štíhlosti sa môže objaviť problém s kritickou rýchlosťou flutteru $V_{F_{krit}}$. Nárast sklonu vztlakovej čiary C_{L_α} s rastom štíhlosti sa negatívne prejaví tým, že dochádza k vyššiemu zaťaženiu pri prelete porывom. Pri veľmi vysokých hodnotách štíhlosti môže objaviť nepriaznivo veľké tlmenie klopenia a k výraznému prejavu tzv. "škodlivého vybočenia". [8]

Pre navrhovaný letún bola väčšina uvedených vplyvov nepodstatná a rozhodujúca bola voľba štíhlosti na základe konštrukčných a aerodynamických vlastností letúna. Štatistika v kap. 1.3 ukazuje na priemernú hodnotu štíhlosti turbovrtuľových letúnov 9,6. Táto bola uvažovaná ako štíhlosť navrhovaného krídla.

$$\lambda = 9,6 \quad (2.2)$$

2.1.5 PLOCHA KRÍDLA

Plocha krídla bola určená z plošného zaťaženia, teda pomeru maximálnej vzletovej hmotnosti a plochy krídla. Plošné zaťaženie pri pristátí je možno podľa lit. [4] odhadnúť z celkovej dĺžky pristátia L_p . Tá sa skladá z vzdušnej časti pristátia (od výšky prekážky danej predpisom, väčšinou predpokladanej 15 m, až po nulovú výšku) a dojazdu.

Rovnica pre celkovú dĺžku pristátia [4]:

$$L_p = 15K_p + \frac{G_p/S}{\sigma C_{L_{max}}} \left(0,03K_p + \frac{1,08}{|a|} \right) \quad (2.3)$$

Celková dĺžka pristátia hmotnostne podobného letúna Cessna Caravan je 495m [24]. Predpokladaná dĺžka pristátia navrhovaného letúna v predbežnom návrhu bola zvolená 500m. Zo štatistiky uvedenej v lit. [3] bola predbežná kĺzavosť v pristávacej konfigurácii s vplyvom zeme K_p položená rovno 10 a hodnota zbrzdzenia a predpokladaná 3,5 m/s². Pristátie bolo uvažované v nadmorskej výške $H=0$ m MSA čoho výsledkom bol pomer hustôt vzduchu $\sigma = \rho/\rho_0$ rovný 1. Predbežný maximálny súčiniteľ vztlaku $C_{L_{max}}$ bol odhadnutý na základe grafov umiestnených v prílohe 1, ako súčet maximálneho koeficientu vztlaku holého krídla a prírastku koeficientu vztlaku od klapky (predpokladaný pomer plochy klapky ku ploche krídla bol 0,2). Jeho hodnota bola 2,3.

Takto určené plošné zaťaženie pri pristátí G_p/S bolo nutné prepočítať na plošné zaťaženie pri vzlietnutí G_0/S , kedy je hmotnosť letúna je rovná m_{TOW} . K tomu poslúžila nasledujúca rovnica [4]:

$$\frac{G_0}{S} = \frac{(G_p/S)}{1 - 0,5(m_{pal}/m_{TOW})} \quad (2.4)$$

Pomer m_{pal}/m_{TOW} bol získaný z hmotnostného rozboru v kapitole 4.

Plošné zaťaženie pri vzlietnutí bolo 1560 N/m^2 . Po vykonaní tejto analýzy bola zvolená plocha krídla prvotného návrhu

$$S = 23 \text{ m}^2 \quad (2.5)$$

2.1.6 ZÚŽENIE KRÍDLA

Zúženie krídla η je definované ako pomer hĺbky koreňového profilu ku koncovému.

$$\eta = \frac{c_0}{c_k} \quad (2.6)$$

Voľba bola založená na kompromise medzi konštrukčne pevnostnými a aerodynamickými vplyvmi. Čím väčšie je zúženie, tým väčšia je koreňová hĺbka krídla a zároveň jeho hrúbka, pri zachovaní rovnakej pomernej hrúbky profilu. Maximálny ohybový moment, prenášaný pri koreni krídla, je týmto efektívnejšie prenášaný a klesá celková hmotnosť krídla. Navyše samotný priebeh ohybových momentov pozdĺž konštrukcie je priaznivejší pre krídla s vyšším zúžením, čo prispeje k ďalšiemu zníženiu hmotnosti konštrukcie. Pritom rastie objem pre nádrže s palivom.

Na druhú stranu, z aerodynamického hľadiska, sa s rastúcim zúžením približuje bod odtrhnutia prúdu bližšie ku krídelkám, čo má za následok zhoršenie ovládateľnosti letúna a pádových vlastností.

Tab. 2-4 Vplyv zúženia na vlastnosti letúna [4]

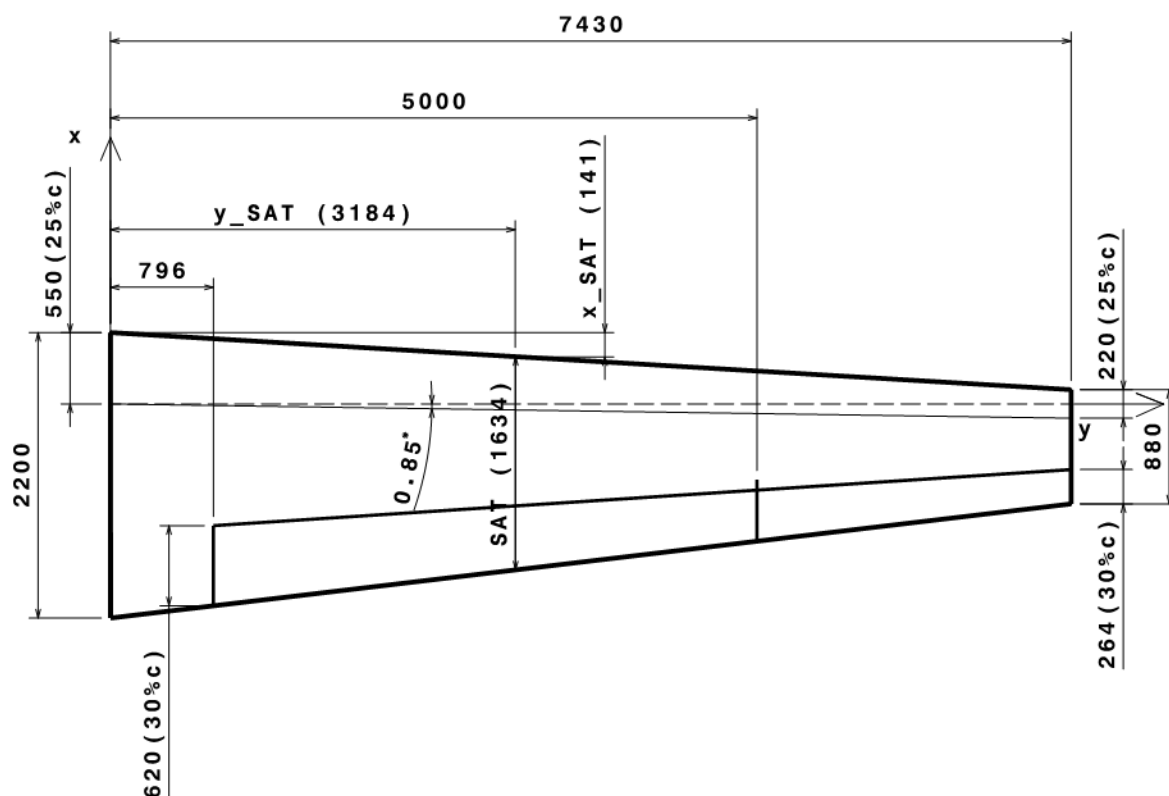
| | | | | |
|-----------------|--------------------|---------------------|--|-----------------------------------|
| $\uparrow \eta$ | $\uparrow V_{pal}$ | $\downarrow m_{kr}$ | \downarrow vzdialenosť odtrhnutia prúdu od krídeliek | \downarrow pádové vlastnosti |
|-----------------|--------------------|---------------------|--|-----------------------------------|

Neexistujú priame spôsoby pre stanovenie zúženia. Jeho hodnota sa bežne pohybuje v rozmedzí od 1,5 do 3 (obdĺžnikové krídlo má hodnotu 1). Z aerodynamického hľadiska má minimálny indukovaný odpor eliptické krídlo. Lichobežníkové krídlo sa mu najviac blíži približne pri zúžení 2,5. Hodnota zúženie krídla navrhovaného letúna bola stanovená na

$$\eta = 2,5 \quad (2.7)$$

2.1.7 PÔDORYS KRÍDLA

Z navrhnutých hodnôt bol zostavený schematický pôdorys krídla.



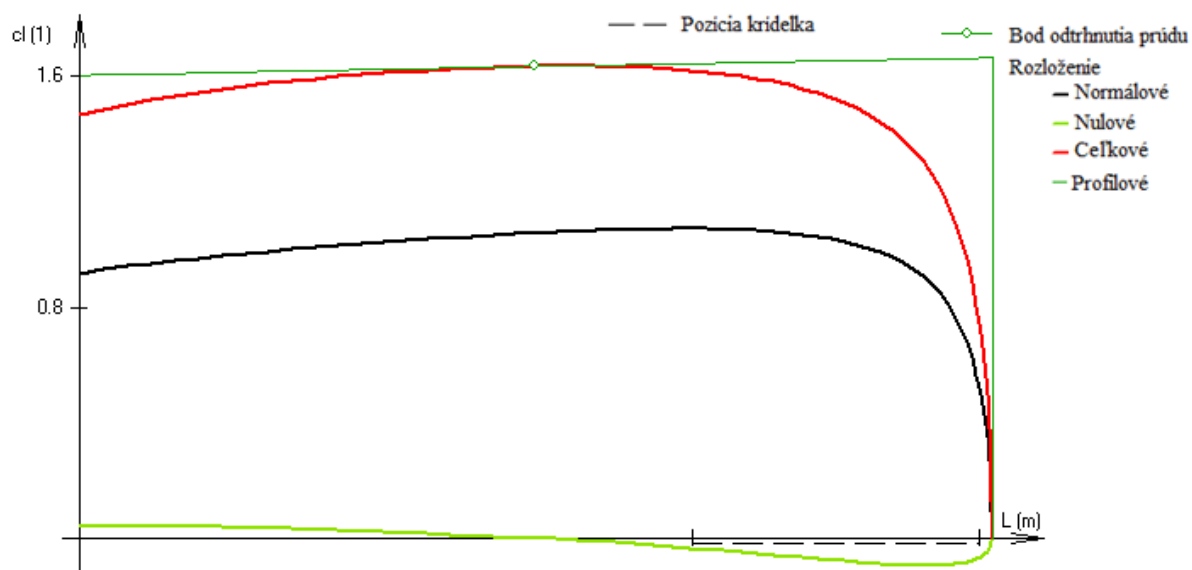
Obr. 2-1 Schematický pôdorys polrozpätia krídla

Tab. 2-5 Hodnoty vztlakovej čiary krídla – výstup programu Glauert III v1.1

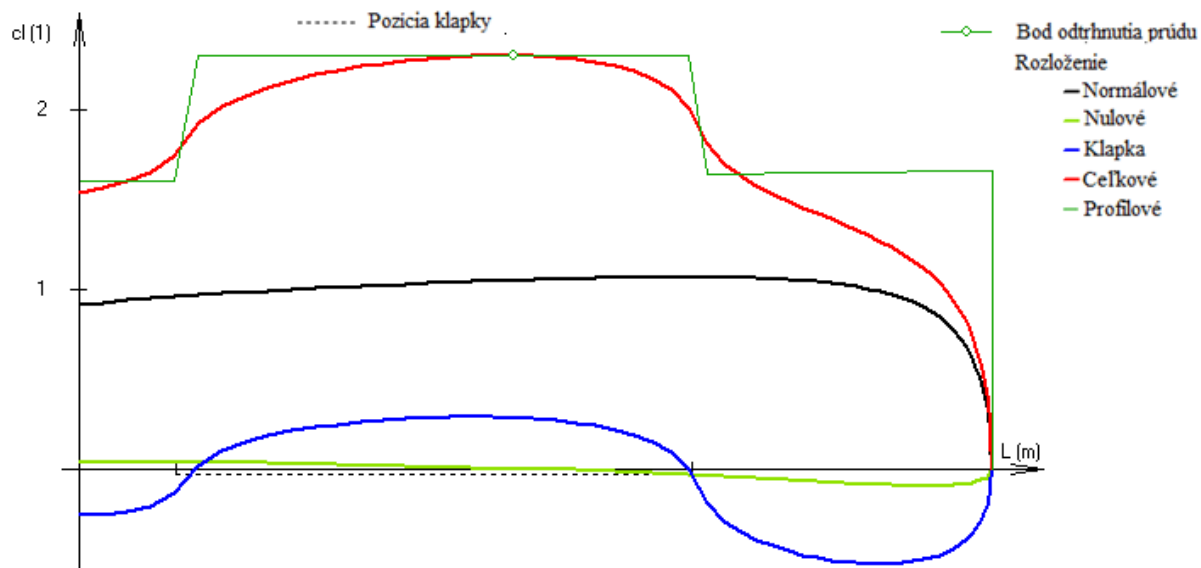
| Názov | Označenie | Hodnota | Jednotka |
|---|------------------|---------|----------|
| Maximálny súčiniteľ vztlaku krídla | $C_{Lmax_{kr}}$ | 1,54 | [1] |
| Sklon vztlakovej čiary krídla | a_{kr} | 4,95 | [1/rad] |
| Uhol nábehu pri nulovom vztlaku krídla | α_{0K} | -3,8 | [°] |
| Maximálny súčiniteľ vztlaku krídla s klapkami | $C_{LFmax_{kr}}$ | 1,9 | [1] |

2.1.8 ROZLOŽENIE VZTLAKU PO KRÍDLA

Z hľadiska rozloženia vztlaku po krídle nesmie dôjsť k odtrhnutiu prúdu blízko oblasti krídeliek. Miesto odtrhnutia bolo nájdené pomocou programu Glauert III v1.1. Najbližšia tolerovaná vzdialenosť bola stanovená na 10% dĺžky polrozpätia.

BEZ POUŽITIA VZTLAKOVEJ KLAPKY

Obr. 2-2 Rozloženie vztlaku po krídle bez použitia klapky. Výstup z programu Glauert III v1.1

S POUŽITÍM VZTLAKOVEJ KLAPKY

Obr. 2-3 Rozloženie vztlaku po krídle s použitím klapky. Výstup z programu Glauert III v1.1

ZHODNOTENIE ROZLOŽENIA VZTLAKU

Ako za rozhodujúce pre posúdenie pádových vlastností letúna bolo vzaté rozloženie vztlaku po krídle bez použitia vztlakových klapiek, na Obr. 2-2. Ten ukazuje, že nedochádza k odtrhnutiu prúdu bližšie ku krídelku, než stanovená maximálna tolerovaná hranica.

Rozloženie s použitím vztlakovej mechanizácie, Obr. 2-3, je pre návrh geometrického skrútenia nepodstatné a bolo do práce umiestnené z informatívneho hľadiska. V prípade nezhodovania sa teoretického modelu s realitou, bude nevyhnutné použiť prídavné konštrukčné úpravy krídla pre posunutie bodu odtrhnutia.

2.1.9 GEOMETRICKÉ SKRÚTENIE

Pri vysokých uhloch nábehu dochádza k odtrhávaniu prúdu, čo môže, vzhľadom k voľbe lichobežníkového pôdorysu krídla, nepriaznivo ovplyvniť pádové vlastnosti letúna, účinnosť krídeliek a obmedziť zásobu stranovej riaditeľnosti. K tomuto dochádza najmä v kritických fázach letu, preto je dôležité, aby sa bod odtrhávania prúdu nachádzal v dostatočnej vzdialenosti od krídeliek. K jeho posunutiu bolo na letúna použité geometrické skrútenie. Hodnota skrútenia bola určená tak, aby vyhovovala rozloženiu vztlaku po krídle v kap. 2.1.8 a zároveň odpovedala hodnotám skrútenia na podobných letúnoch. Koncová časť krídla bola skrútená na **uhol nastavenia $-2,5^\circ$** .

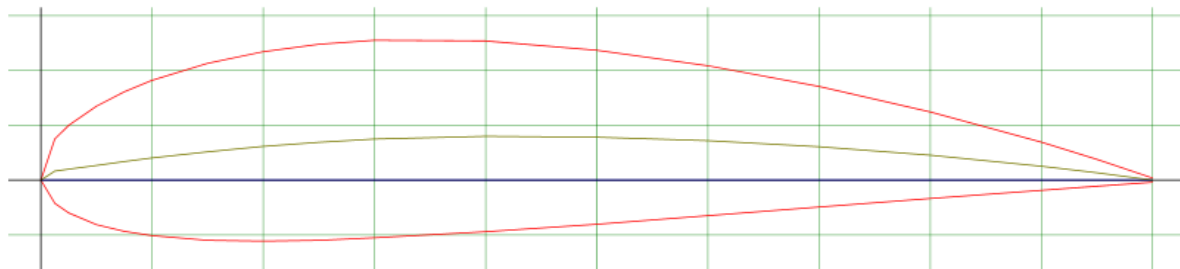
2.1.10 PROFIL KRÍDLA

Voľba ideálneho profilu krídla bola zo štandardnej palety profilov, podľa nasledujúcich kritérií:

Tab. 2-6 Kritéria voľby ideálneho profilu [4]

| Veličina | Názov | Hľadaná hodnota |
|-----------------------------------|---|--|
| $C_{L_{max}}$ | Maximálny súčiniteľ vztlaku (aj s klapkami) | Čo najväčší |
| C_{m_0} | Súčiniteľ klopivého momentu okolo aerodyn. stredu | Čo najbližšie 0 |
| $C_{D_{min}}$ | Minimálny súčiniteľ odporu | Čo najnižší (ale nie na úkor vztlaku) |
| $K = \frac{C_L}{C_D}$ | Aerodynamická jemnosť (jedna z najdôležitejších) | Čo najvyšší |
| $\frac{C_{L_{max}}}{C_{D_{min}}}$ | Pomer max. súč vztlaku a min súč. odporu | Čo najvyšší |
| $\frac{C_D}{C_L^{3/2}}$ | S rastom veličiny rastie hodnota potrebného výkonu v kap. 9.1.4 | Čo najnižší |
| | Strata vztlaku po prekročení kritického uhlu nábehu | Čo najpozvoľnejšia |

Taktiež bolo nutné dodržať pomerné hrúbky profilov určené v podkapitole 2.1.2. Pre koreň krídla bol vybraný profil **NACA 4418** s maximálnou hrúbkou 18% v 30% tetivy od nábežnej hrany.

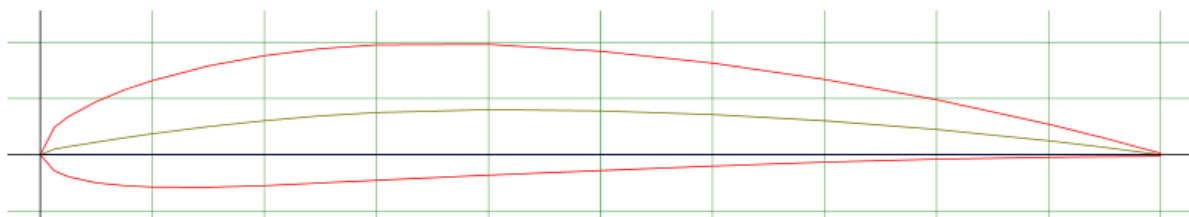


Obr. 2-4 Koreňový profil NACA 4418 [26]

Tab. 2-7 Základné vlastnosti profilu NACA 4418, $Re = 1000\ 000$, Xfoil [26]

| NACA 4418 (Re 1000 000) | | |
|-------------------------|------|---------|
| $C_{L\alpha}$ | 5,77 | [1/rad] |
| C_{Lmax} | 1,6 | [1] |
| α_0 | -4,5 | [°] |

Koncový profil bol vybraný **NACA 4412** s maximálnou hrúbkou 12% v 30% tetivy od nábežnej hrany.



Obr. 2-5 Koncový profil NACA 4412 [25]

Tab. 2-8 Základné vlastnosti profilu NACA 4412, $Re = 1000\ 000$, Xfoil [25]

| NACA 4412 (Re 1000 000) | | |
|-------------------------|------|---------|
| $C_{L\alpha}$ | 6,27 | [1/rad] |
| C_{Lmax} | 1,66 | [1] |
| α_0 | -4,5 | [°] |

2.1.11 KRÍDELKÁ

Bežne sú krídelká konštruované tak, že zaberajú približne 30% hĺbky krídla a rozprestierajú sa zhruba na vonkajších 35% polrozpätí krídla. [4]

Pre počiatočný návrh boli zvolené, ako sa osvedčilo pri L 410 [16], krídelká zaberajúce **30% hĺbky krídla**. Rozprestierajú sa na **32% polrozpätí krídla**.

Tab. 2-9 Parametre navrhnutého krídelka

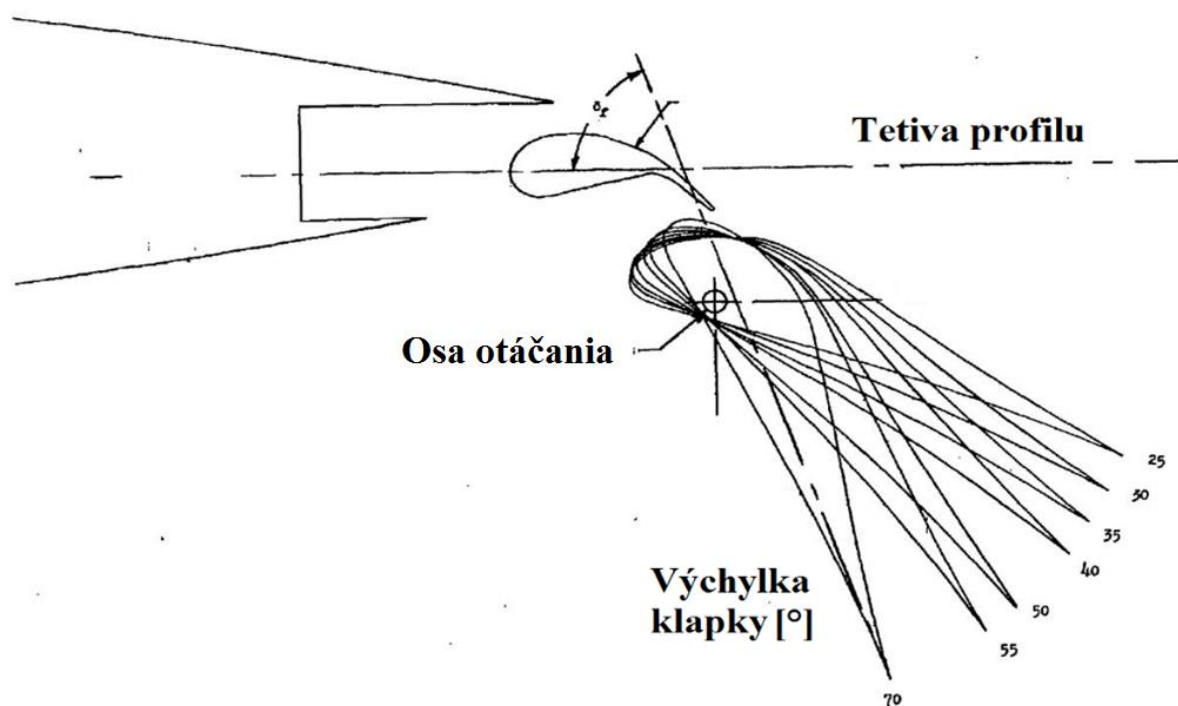
| | | |
|--------------------------------------|----------------------------|-----|
| Hĺbka krídelka | 0,3c | [m] |
| Predpokladaná max. výchylka krídelka | -25 (nahor) +15 (nadol) | [°] |
| Počiatok krídelka od osy krídla | 5 | [m] |
| Koniec krídelka od osy krídla | 7,43 | [m] |

2.1.12 Klapky

Letún L-410 používa dvojštrbinovú klapku. [29] Táto má oproti aerodynamicky efektívnejšej, Fowlerovej klapke, nižšiu náročnosť na konštrukciu a zároveň v porovnaní s ostatnými druhmi dáva dobrý prírastok súčiniteľa vztlaku. [4] Z dôvodu zachovania technologickej dedičnosti a dlhoročných skúseností s týmto osvedčeným druhom klapky na L-410, bola pre návrh letounu zvolená taktiež **dvojštrbinová klapka**. Hĺbka klapky musí byť z konštrukčného hľadiska rovnaká ako hĺbka krídelka, teda do **30% hĺbky tetivy**. Klapka sa rozprestiera na **57% polrozpätí krídla**. Jej parametre sú zhrnuté v nasledujúcej tabuľke.

Tab. 2-10 Parametre navrhnutej klapky

| | | |
|---|-------|-----|
| Hĺbka klapky | 0,3c | [m] |
| Predpokladaná max. výchylka klapky | 40 | [°] |
| Predpokladaný súč. vztlaku s vychýlenou klapkou | 2,3 | [-] |
| Počiatok klapky od osy krídla | 0,796 | [m] |
| Koniec klapky od osy krídla | 5 | [m] |



Obr. 2-6 Schéma dvojštrbinovej klapky [30]

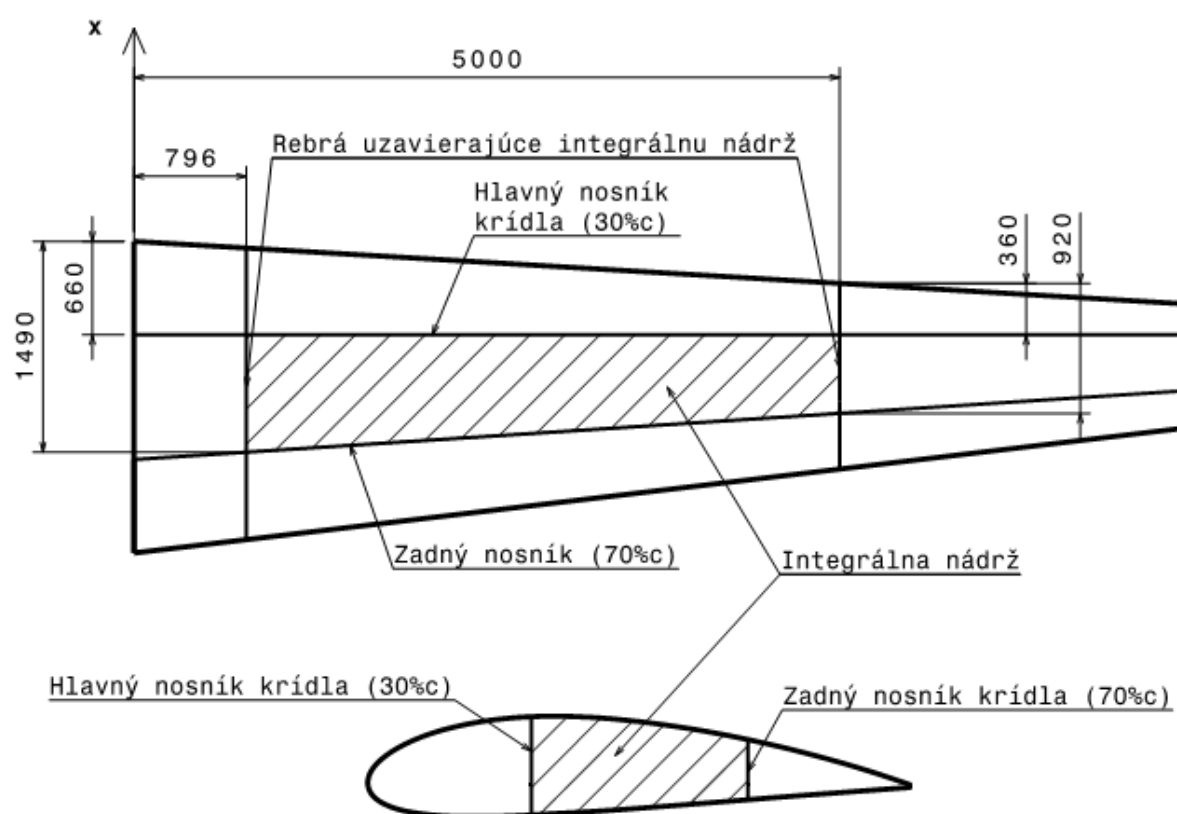
2.1.13 VZOPÄTIE

Vzopätie významne ovplyvňuje charakteristiky priečnej stability. Veľké vzopätie môže viesť ku značnej závislosti klonenia na vybočení, čo zhoršuje charakteristiky smerovej riaditeľnosti. Doposiaľ neboli nájdené kritéria pre jednoznačné kvantitatívne stanovenie. Používajú sa kvalitatívne formy posúdenia vyhovujúcich či nevyhovujúcich letových vlastností. [4] U hornoplošníkov je uhol vzopätia rovný, alebo veľmi blízky nule [1]

Pre návrh letúna bol zvolený **uhol vzopätia rovný 0°**.

2.1.14 PALIVOVÁ NÁDRŽ

Palivová nádrž je, rovnako ako pri L 410, integrálna. Tento spôsob je výhodný z hľadiska maximalizácie využitého priestoru v krídle. Nádrž sa v oboch krídlach nachádza medzi hlavným nosníkom, ktorý je v najhrubšej časti profilu (30%c) a zadným nosníkom, ktorý je v 70% dĺžky tetivy a slúži aj na uchytenie klapiek a krídeliek. Po dĺžke krídla je nádrž uzavretá rebrami, ktorých poloha je daná začiatkom a koncom klapky. Takéto usporiadanie je schopné poňať **1400 litrov** paliva. Celá situácia je zobrazená na Obr. 2-7.



Obr. 2-7 Umiestnenie paliva v krídle

2.2 TRUP

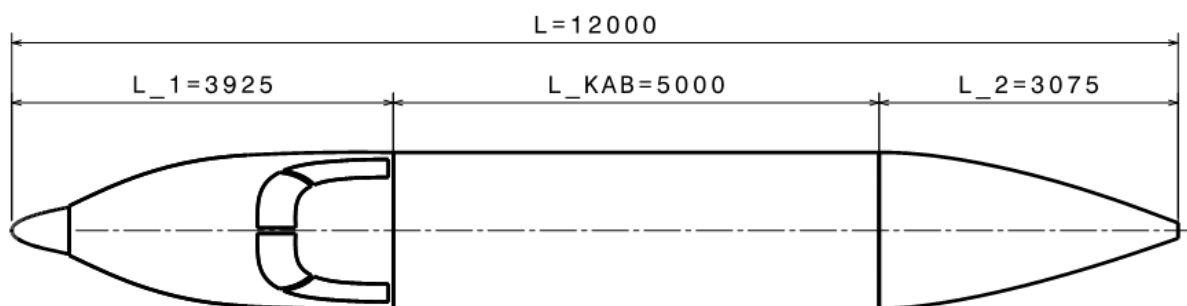
Trup bol navrhnutý tak, aby bola v najväčšej miere využitá technologická a konštrukčná koncepcia L 410. Jeho tvar bol ponechaný, rozmery však zmenené. Dochádzalo k premene z trojsedadlového na dvojseadadlové usporiadanie.

Z aerodynamického hľadiska bola snaha o minimalizovanie vonkajších rozmerov trupu, čiže čelnej plochy a omočenej plochy. Hlavným dôvodom bolo dosiahnuť čo najmenší odpor a interferenciu. Zároveň bolo treba zabezpečiť dostatočne veľké priestory pre prevoz a komfort cestujúcich, alebo nákladu.

Letún je viacúčelový, no z hľadiska rozmerového návrhu trupu bola braná za základ jeho cestovná verzia s 9 pasažiermi. Ostatnými verziami sa zaoberá kap. 10.

2.2.1 ROZDELENIE TRUPU

Trup letúna bol rozdelený na prednú časť s dĺžkou L_1 , zadnú časť s dĺžkou L_2 a časť, ktorá tvorila kabínu pre cestujúcich L_{KAB} .

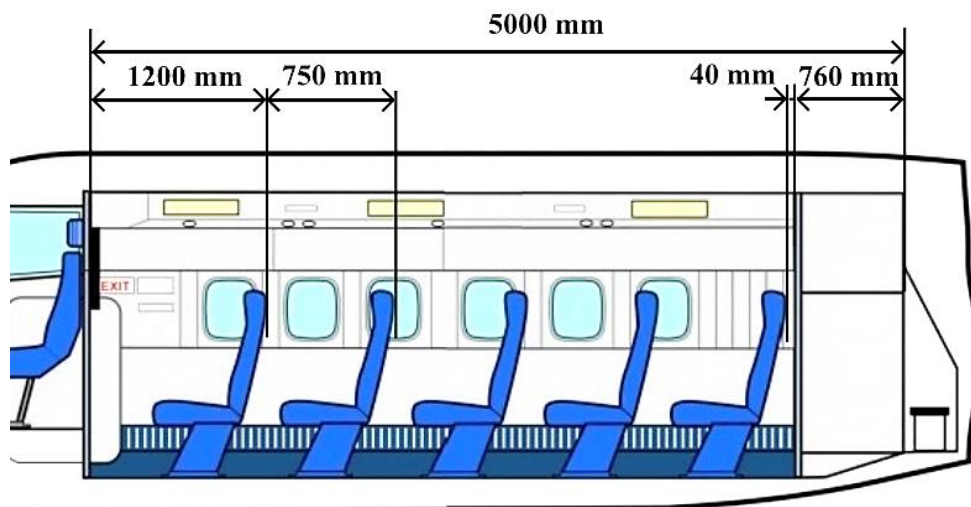


Obr. 2-8 Rozdelenie trupu

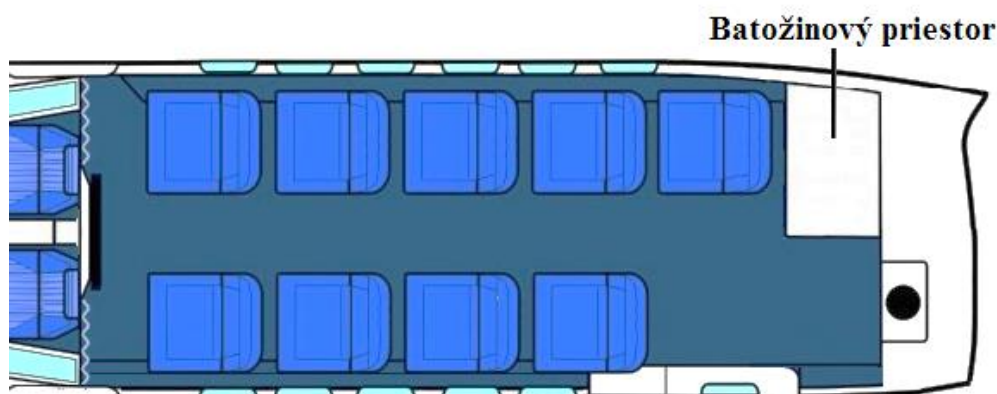
2.2.2 ROZMERY KABÍNY PRE CESTUJÚCICH

Pri dopravných letúnoch sú rozmery šírka trupu B_{tr} , priemer trupu D_{tr} a dĺžka kabíny L_{KAB} dané počtom cestujúcich a ich komfortom, čo je priestor pripadajúci na jedného cestujúceho. Tento sa mení v závislosti triedy, ktorou pasažier cestuje. Letún bol navrhnutý tak, aby spadol do kategórie normal podľa CS-23 (FAR-23), teda pre deviatich cestujúcich a dvoch pilotov, pričom pri plnom obsadení letúna sa môže na palube nachádzať iba jeden pilot. Podmienky pre cestujúcich sa približujú podmienkam ekonomickej triedy v svete komerčnej leteckej dopravy. Úpravy pre cestovanie so zvýšeným komfortom sú možné, povedú však k zníženiu maximálneho možného počtu pasažierov.

Literatúra [4] a [7] uvádza doporučené rozmedzia rozmerov sedačiek a priestoru medzi nimi. Tie, spolu s kabínou L 410, tvorili základ pre návrh kabíny.



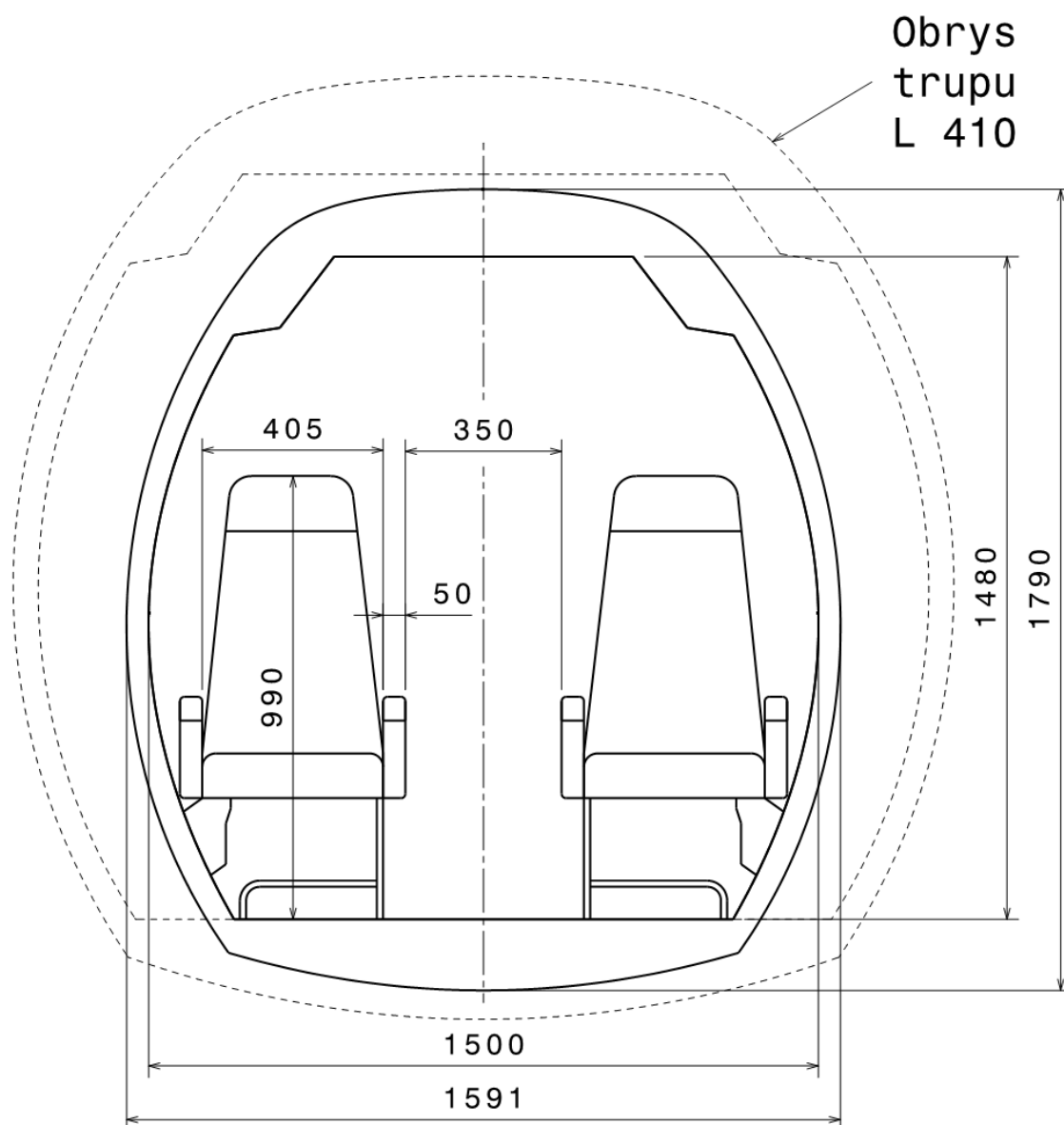
Obr. 2-9 Dĺžka kabíny pre cestujúcich, vzdialenosti medzi sedačkami a umiestnenie batožinového priestoru [32]



Obr. 2-10 Pohľad z vrchu na kabínu pre cestujúcich [32]

Rozmery ovplyvňujúce dĺžku kabíny pre cestujúcich L_{KAB} sú zobrazené na Obr. 2-9. Rozteč sedačiek bola zvolená 750 mm. Prvá rada nesmela byť umiestená od prednej steny kabíny bližšie než 1200 mm. V zadnej časti bol umiestený priestor pre batožiny, s dĺžkovým rozmerom 760 mm. Z dôvodu sklápaceľnosti opierky poslednej sedačky bol medzi ňou a prepážkou voľný priestor 40 mm. **Dĺžka kabíny je $L_{KAB} = 5000$ mm.**

Návrh priečneho prierezu trupu, Obr. 2-11, prebiehal nasledovne. Tvar priečneho prierezu, jeho krivosti a tvar kabíny boli ponechané rovnaké oproti letúna L 410. Za základný návrhový rozmerový parameter bola použitá plocha priečneho prierezu kabíny, vzťahnutá na jedno sedadlo. Táto bola $0,967 \text{ m}^2$ pre letún L 410 a rovnaká hodnota bola použitá aj pre návrh. Šírka priechodu medzi sedačkami bola z pôvodných 340 mm [31] zväčšená na 350 mm a rozmery sedačky boli volené podľa L 410. Týmto bola určená šírka a výška kabíny pre cestujúcich. Vonkajšie rozmery trupu boli nadobudnuté proporcionálne, pričom bol kladený dôraz na zachovanie krivosti prepážok.



Obr. 2-11 Prierez trupom kabíny pre cestujúcich s rozmermi trupu, kabíny a sedačiek v mm

Tvar priečného prierezu trupu je taký, že jeho pretlakovanie je prakticky možné. Následkom toho je obmedzená výška letu a taktiež rýchlosť stúpania a klesania. Výhodou tohto tvaru trupu je efektívne využitie cestovného priestoru.

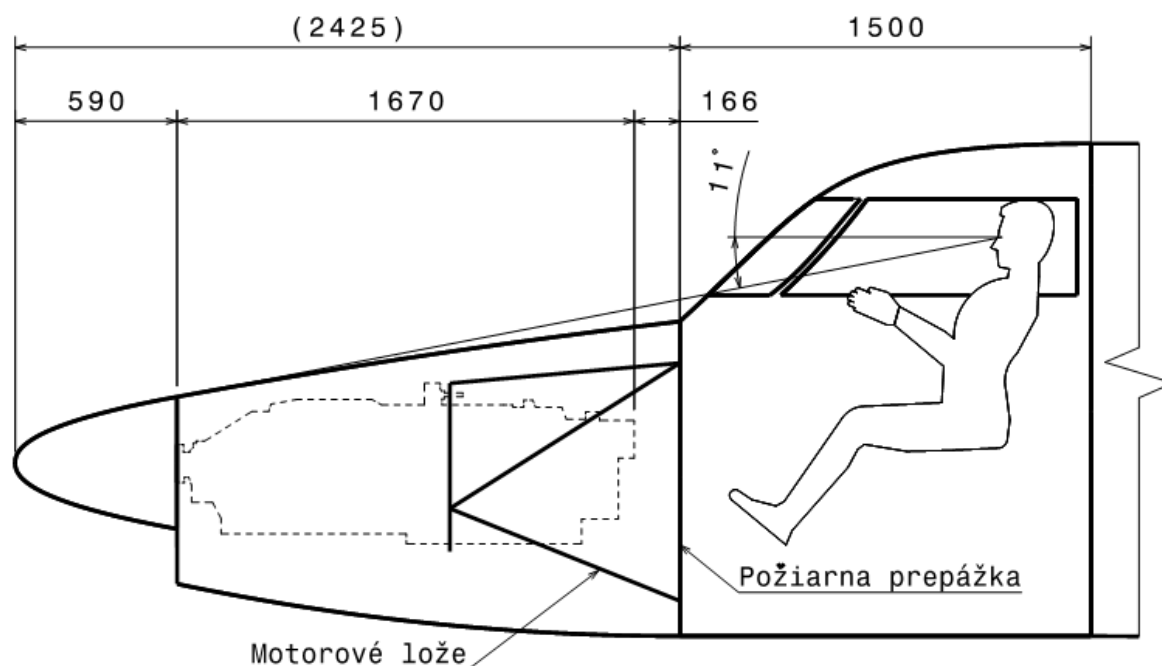
Charakteristika, použitá na výslednú kontrolu veľkosti kabíny, bol merný objem kabíny pre cestujúcich, teda objem pripadajúci na jedného cestujúceho. Odporúčaný rozsah [4] pre kabíny ekonomickej triedy sa pohybuje od 0,9 m³/cest do 1 m³/cest. Merný objem navrhovaného letúna je 1,07 m³/cest, čo je považované za vyhovujúci.

Tab. 2-11 Porovnanie trupu navrhovaného letúna a L 410

| Veličina | | Navrhovaný letún | L 410 [31] |
|---|------------------------|------------------|--------------|
| Plocha priečného prierezu trupu | [m ²] | 2,4 | 3,74 |
| Plocha priečného prierezu kabíny | [m ²] | 1,93 | 2,9 |
| Počet sedadiel v jednej rade | | 2 | 3 |
| Plocha priečného prierezu kabíny vztiahnutá na jedno sedadlo | [m²] | 0,967 | 0,967 |
| Rozmery trupu (š×v×d) | [m×m] | 1,591×1,79×12 | 2,08× |
| Rozmery kabíny (š×v×d) | [m×m×m] | 1,5×1,48×5 | 1,95×1,66× |
| Merný objem kabíny cestujúcich | m ³ /cest | 1,07 | - |
| Šírka priechodu medzi sedačkami | [m] | 0,35 | 0,34 |
| Šírka sedačky + šírka opierky | [m] | 0,405 + 0,05 | 0,41 |

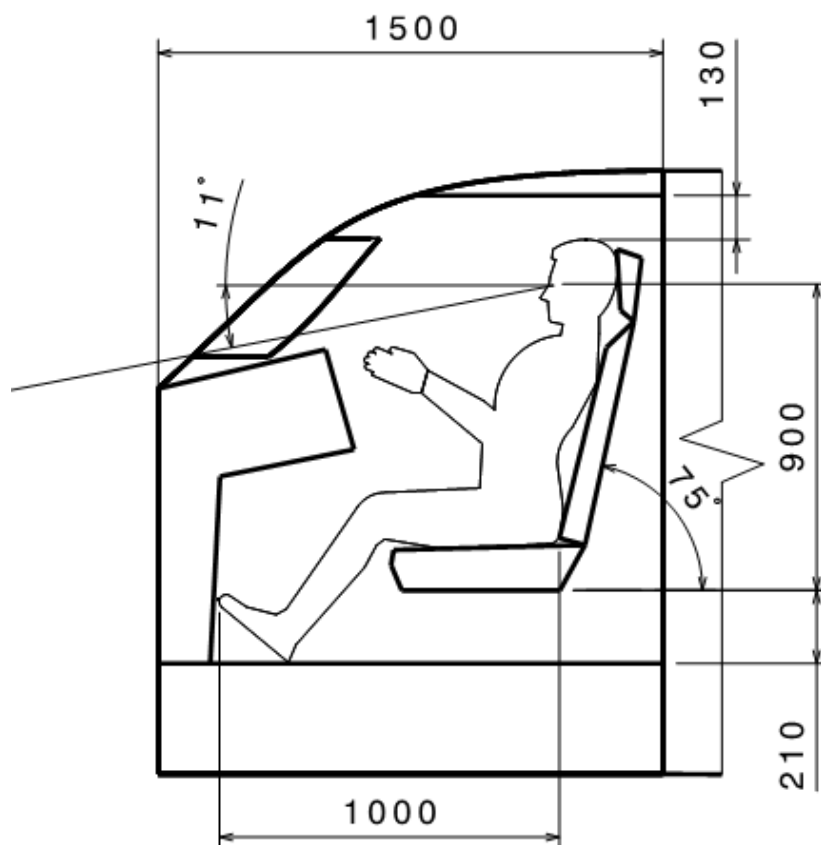
2.2.3 PREDNÁ ČASŤ A PILOTNÁ KABÍNA

Rozmery prednej časti trupu boli zvolené na základe rozmerov pilotnej kabíny, rozmerov motora (kap. 0), kužeľu vrtule a vhodnej vzdialenosti motora od ohňovzdornej prepážky, ktorá delí pilotnú kabínu od pohonnej jednotky [8].



Obr. 2-12 Rozmery prednej časti trupu letúna

Pilotná kabína bola navrhnutá pre dvoch pilotov a s dvojitém riadením. Jej usporiadanie a rozmery boli volené na základe doporučených hodnôt nadobudnutých dlhodobými skúsenosťami leteckého priemyslu stredne veľkých dopravných letúnov. [8] Zorný uhol pilota z kabíny na zem je 11° .



Obr. 2-13 Rozmery a usporiadanie pilotnej kabíny určené na základe [8]

2.2.4 ZADNÁ ČASŤ

Veľkosť zadnej časti letúna vychádza z požiadavky aerodynamickej mohutnosti OP a podmienok pristátia s veľkými uhlami nábehu.

2.2.5 ZHRNUTIE

Tab. 2-12 Dĺžky jednotlivých častí trupu

| Rozmer | Veľkosť | |
|-----------|---------|-----|
| L_1 | 3,925 | [m] |
| L_2 | 3,075 | [m] |
| L_{KAB} | 5 | [m] |
| L_{TR} | 12 | [m] |

2.3 VRTUĽA

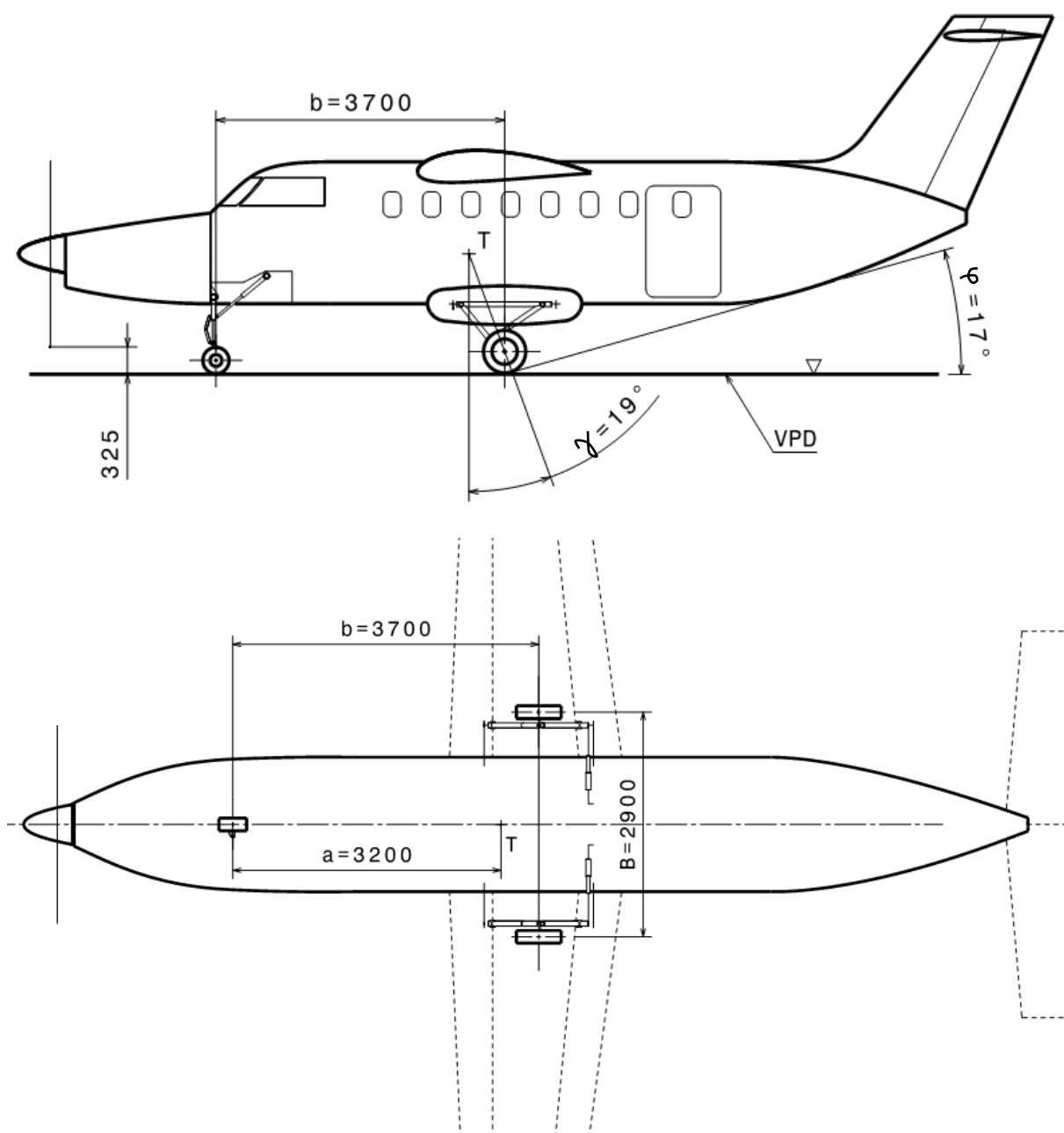
Základnými návrhovými parametrami vrtule boli počet listov a priemer vrtule. Prvotný odhad bol učený na základe štatistickej závislosti plochy vrtule na maximálnej vzletovej hmotnosti letúnov na Obr. 1-6. Letún o maximálnej vzletovej hmotnosti 3650 kg (odhad pre navrhovaný letún z kap. 4), by mal plochu vrtule 5,5 m². Táto hodnota približne odpovedá vrtule používanej na L 410. Z dôvodu zachovania dedičnosti s L 410 bol pre letún zvolený rovnaký typ vrtule a to päťlistá vrtuľa **AV-725** s priemerom **2,35 m**.

2.4 PRISTÁVACIE ZARIADENIE

Pre letún bolo zvolené zaťažovateľné pristávacie zariadenie s predným kolesom uchyteným na požiarnej prepážke. Hlavné podvozkové jednotky sú rovnaké ako pri L 410 a sú umiestnené za ťažiskom. K ukrytiu pristávacieho zariadenia po jeho zatiahnutí slúžia aerodynamicky tvarované podvozkové gondoly. Toto usporiadanie zo sebou nesie nasledujúce výhody a nevýhody.

Tab. 2-13 Výhody a nevýhody pristávacieho zariadenia s predným kolesom [4]

| Výhody | Nevýhody |
|--|--|
| Pristávanie pri vyšších rýchlostiach | Možnosť vzniku samobudeného priečneho kmitania predného kolesa (hydraulické tlmiče kmitania) |
| Nie je náchylné na chyby v pilotáži pri pristávaní | |
| Lepší výhľad z kabíny pri pristávaní | |
| Nehrozí nebezpečie preklopenia na predok | |
| Dobrá stabilita pri rozjazde a dojazde | |
| Na hlavných kolesách pri vybočení stabilizujúci moment | |



Obr. 2-14 Polohové rozmery pristávacieho zariadenia

Geometrické charakteristiky pristávacieho zariadenia sú uvedené v na Obr. 2-14 a v Tab. 2-14. Okrem iného bolo potreba zabezpečiť dostatočnú výšku podvozku vzhľadom k priemeru vrtule. Predpis CS-23 požaduje minimálnu vzdialenosť vrtule od zeme 180 mm. [13].

Tab. 2-14 Geometrické charakteristiky pristávacieho zariadenia navrhovaného letúna porovnané s odporúčanými hodnotami. Jednotlivé veličiny sú vyznačené na Obr. 2-14

| Názov | Označenie | | Odporúčaný rozsah [4] | Návrh |
|--|-----------|-----|------------------------------------|-------|
| | φ | [°] | 10 – 18 | 17 |
| φ musel umožniť dosiahnuť uhol nábehu zodpovedajúci aspoň $C_L = 0,9C_{L_{max}}$ | | | | |
| | | | | |
| Rozvor podvozku | b | m | $(0.3 - 0.4)L_{TR}$ | 3,7 |
| Uhol vyloženia hlavného podvozku voči zadnému ťažisku letúna | γ | [°] | $\varphi + (1^\circ \div 2^\circ)$ | 19 |
| Rozchod podvozku | B | m | $(0.2 - 0.3)l$ | 2,9 |

Záverom bola učená jednoduchá kontrola statického rozloženia síl na prednom a hlavnom pristávacom zariadení. Zaťaženie predného podvozku by sa malo pohybovať v rozmedzí 6-20% [4].

Tab. 2-15 Rozdelenie statického zaťaženia na pristávací podvozok

| | Sila [N] | Podiel z celkového zaťaženia [%] |
|-----------------|----------|----------------------------------|
| Predný podvozok | 6 400 | 18 |
| Hlavný podvozok | 29 500 | 82 |
| Σ | 35 900 | |

Podrobnejší rozbor zástavby pristávacieho zariadenia je uvedený v kap. 12.

2.5 CHVOSTOVÉ PLOCHY

Slúžia na zabezpečenie dobrej pozdĺžnej a smerovej riaditeľnosti za letu a zaistenie vyhovujúcej miery stability v danom režime letu. Prvotný návrh veľkosti chvostových plôch vychádzal zo štatistických údajov, doporučených hodnôt a podobnosti s letúnom L 410.

2.5.1 VZÁJOMNÁ POLOHA

Chvostové plochy boli umiestnené na zadnú časť trupu. Vzájomná poloha VOP a SOP bola volená so zvýšenou vodorovnou chvostovou plochou do tvaru T. Toto usporiadanie so sebou nesie nasledovné výhody a nevýhody.

Tab. 2-16 Výhody a nevýhody chvostových plôch v tvare T [2]

| Výhody | Nevýhody |
|--|-----------------------------------|
| VOP mimo úplav krídla | Nepriaznivé namáhanie konštrukcie |
| Menšie hodnoty tienenia smerového kormidla – zvýšená schopnosť vybrania vývrtky | Vyššia hmotnosť |

2.5.2 TVAR CHVOSTOVÝCH PLÔCH

Z dôvodu zachovania konštrukčnej podobnosti s letúnmi zo série L 410, bol tvar VOP volený lichobežníkový a tvar SOP podobný s L 410.

2.5.3 PLOCHA VOP

Z hľadiska veľkosti vodorovných chvostových plôch (VOP) bola snaha minimalizovať ich veľkosť a tým aj odpor. Museli však byť dostatočne rozmerné na to, aby vyhoveli všetkým požiadavkám na stabilitu a riaditeľnosť. Prvotný odhad potrebnej plochy vodorovných chvostových plôch S_{VOP} bol vykonaný na základe požiadavku na statickú zásobu pozdĺžnej stability s pevným riadením, ktorá bola určená v kap. 8. Tá musela byť dostatočne veľká a tomu odpovedala veľkosť bezrozmerovej veličina zvanej mohutnosť VOP

$$A_{VOP} = \frac{S_{VOP} L_{VOP}}{S c_{SAT}} \quad (2.8)$$

Jej hodnoty sa pohybujú v rozmedzí 0,5 – 0,8 [2]. Rameno VOP L_{VOP} bolo definované ako

$$l_{VOP} = l_{VOP0,25} + (0,25 - \bar{x}_{AKT}) c_{SAT}, \quad (2.9)$$

kde $l_{VOP0,25}$ bola vzdialenosť medzi štvrtinovými bodmi stredných aerodynamických tetív krídla a VOP a \bar{x}_{AKT} bola pomerná poloha aerodynamického stredu konfigurácie krídlo-trup (viď. kap. 8). Hĺbka strednej aerodynamickej tetivy krídla c_{SAT} bola určená v kap. 5.1. Pre dostatočnú zásobu statickej stability bolo potreba, aby mohutnosť VOP mala veľkosť aspoň 0,88. Tomuto prislúchala plocha VOP

$$S_{VOP} = 4,5 \text{ m}^2 \quad (2.10)$$

2.5.4 PLOCHA SOP

Pri určení veľkosti SOP bol prvotný odhad spravený na základe jej mohutnosti. Tá bola definovaná ako

$$A_{SOP} = \frac{S_{SOP} L_{SOP}}{Sl} \quad (2.11)$$

Hodnota A_{SOP} sa bežne pohybuje v rozmedzí od 0,04 – 0,08 a je závislá na L_{SOP} , čo je rameno zvislých chvostových plôch. To bolo definované ako vzdialenosť medzi štvrtinovými bodmi stredných aerodynamických tetív krídla a SOP a malo veľkosť 6,8 m.

Pre prvé priblíženie, za predpokladu štíhlosti o hodnote 0,08, sa javila ako vhodná voľba plochy SOP

$$S_{SOP} = 4 \text{ m}^2 \quad (2.12)$$

2.5.5 PLOCHA VÝŠKOVÉHO A SMEROVÉHO KORMIDLA

Riadiace plochy museli mať dostatočne veľkú plochu, aby bola zaručená riaditeľnosť. Na druhú stranu, príliš veľká plocha by viedla k nežiadúcej účinnosti a k značným silám v riadení. Plochy výškového a smerového kormidla boli zvolené na základe odporúčaných rozsahov, uvedených v Tab. 2-17.

Tab. 2-17 Odporúčané a zvolené hodnoty plôch kormidiel

| Riadiaci orgán | Odporúčané hodnoty [2] | L 410 [16] | Zvolené hodnoty plochy [m ²] |
|------------------|-------------------------------|------------------------|--|
| Výškové kormidlo | $S_{VK} = (0,3 - 0,4)S_{VOP}$ | $S_{VK} = 0,32S_{VOP}$ | 1,5 |
| Smerové kormidlo | $S_{SK} = (0,4 - 0,5)S_{SOP}$ | $S_{SK} = 0,37S_{SOP}$ | 1,5 |

2.5.6 ŠTÍHLOSŤ

Štíhlosť, zo svojím priamym vplyvom na sklon vztlakovej čiary a vplyvom na kritický uhol nábehu, musela byť volená so snahou oddialiť odtrhnutie prúdu a zachovať dostatočnú účinnosť chvostových plôch v požadovaných režimoch letu.

Tab. 2-18 Odporúčané a zvolené hodnoty štíhlosti

| | Odporúčané hodnoty [4] | L 410 [16] | Zvolené hodnoty štíhlosti |
|-----|-------------------------|------------|---------------------------|
| VOP | $\lambda_{VOP} = 3 - 6$ | 4,7 | $\lambda_{VOP} = 4,7$ |
| SOP | $\lambda_{SOP} = 1 - 2$ | 1,5 | $\lambda_{SOP} = 1,5$ |

2.5.7 ZÚŽENIE

Voľba zúženia bola riadená hlavne požiadavkami na priaznivé hmotnostné a tuhostné charakteristiky chvostových plôch.

Tab. 2-19 Odporúčané a zvolené hodnoty zúženia

| | Odporúčané hodnoty [4] | L 410 [16] | Zvolené hodnoty zúženia |
|-----|------------------------|------------|-------------------------|
| VOP | $\eta_{VOP} = 1 - 3$ | 1,7 | $\eta_{VOP} = 1,7$ |
| SOP | $\eta_{SOP} < 2$ | 2 | $\eta_{SOP} = 1,6$ |

2.5.8 UHOL ŠÍPU OP

Pri voľbe uhlu šípu SOP bol braný ohľad na to, aby dochádzalo aspoň k približnej zhode s letúnom L 410 [31].

Voľba uhlu šípu VOP vychádzala z podmienky priamosti nosníku výškového kormidla.

Tab. 2-20 Uhol šípu chvostových plôch

| Názov | Veličina | Veľkosť |
|---------------------------|-----------------------|---------|
| Uhol šípu VOP k 25% hĺbky | $\kappa_{VOP_{0,25}}$ | 5° |
| Uhol šípu SOP k 25% hĺbky | $\kappa_{SOP_{0,25}}$ | 35° |

2.5.9 VZOPÄTIE VOP

Z dôvodu konštrukčnej jednoduchosti bolo volené nulové.

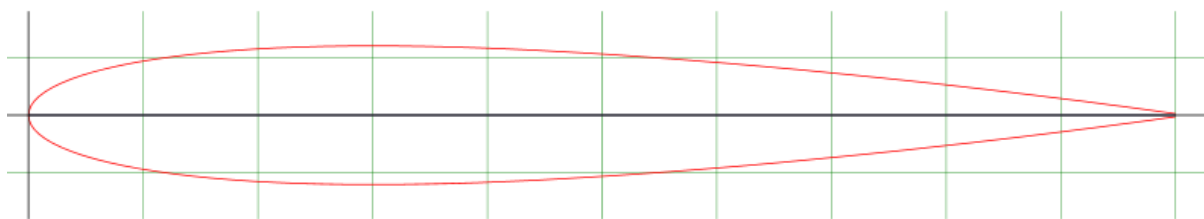
$$\psi_{VOP} = 0^\circ \quad (2.13)$$

2.5.10 PROFILY

Profily chvostových plôch boli volené symetrické.

SOP

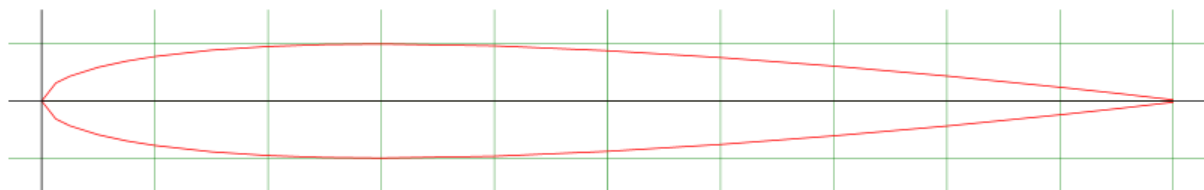
Pre SOP bol zvolený profil **NACA 0012** s maximálnou hrúbkou 12% v 30% tetivy od nábežnej hrany.



Obr. 2-15 Profil NACA 0012 [28]

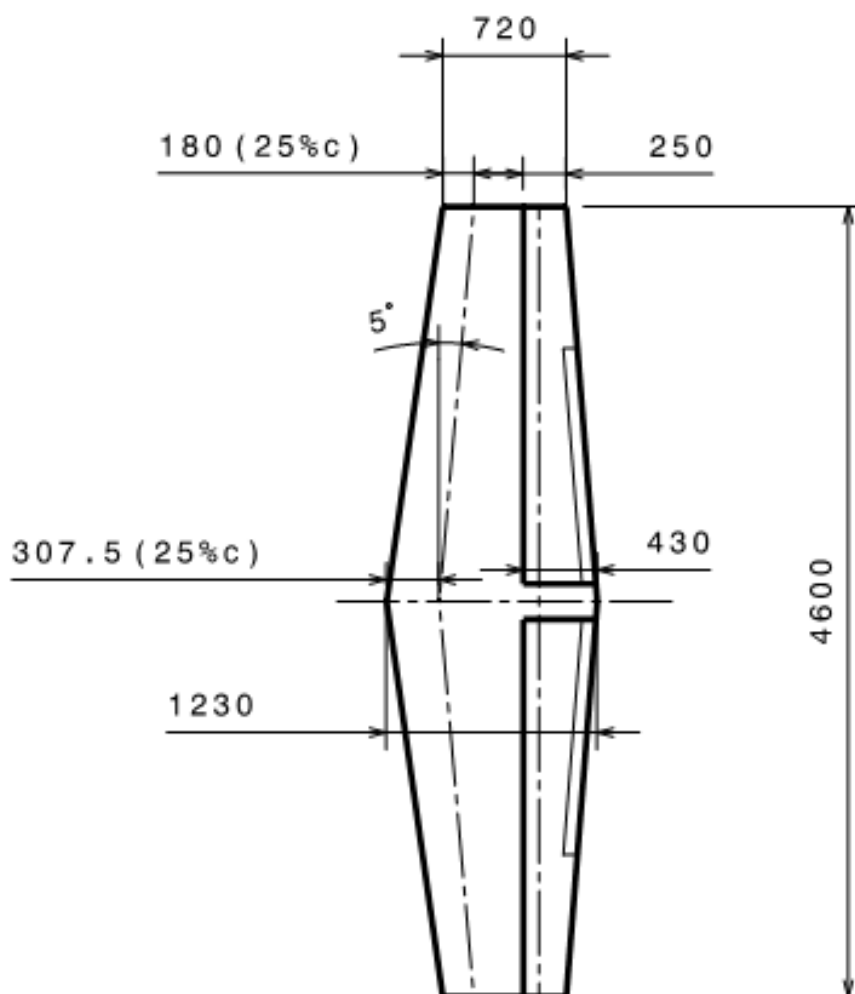
VOP

Pre VOP bol zvolený profil **NACA 0010** s maximálnou hrúbkou 10% v 30% tetivy od nábežnej hrany.



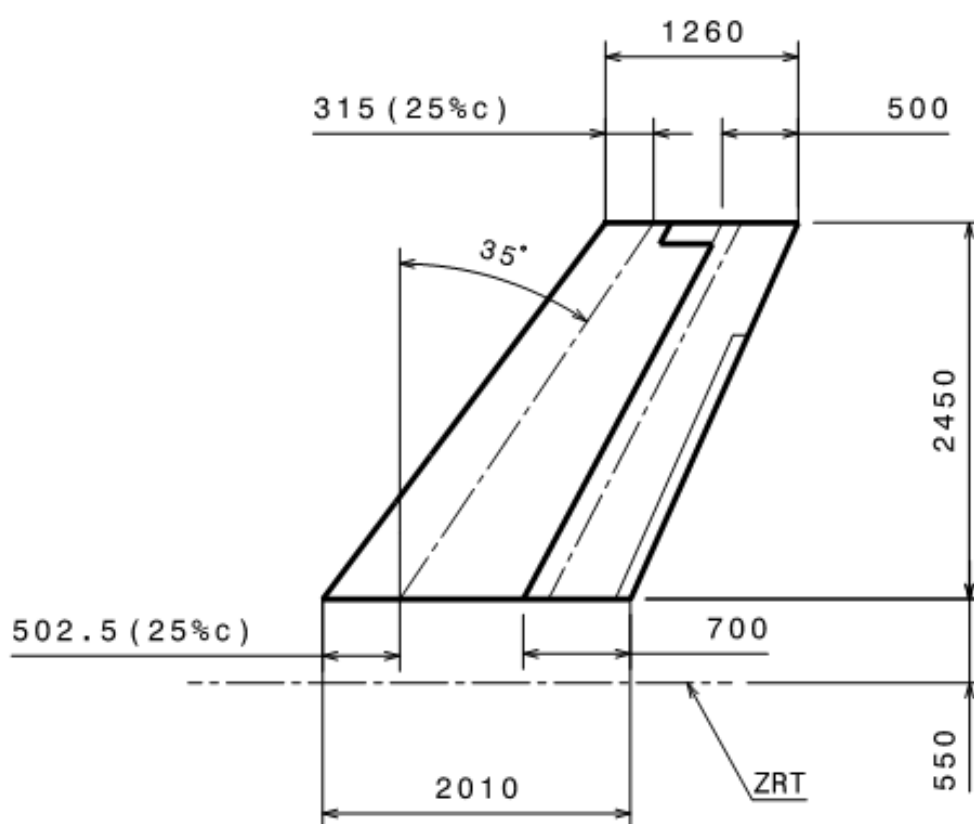
Obr. 2-16 Profil NACA 0010 [25]

2.5.11 GEOMETRIA VOP



Obr. 2-17 Geometria VOP

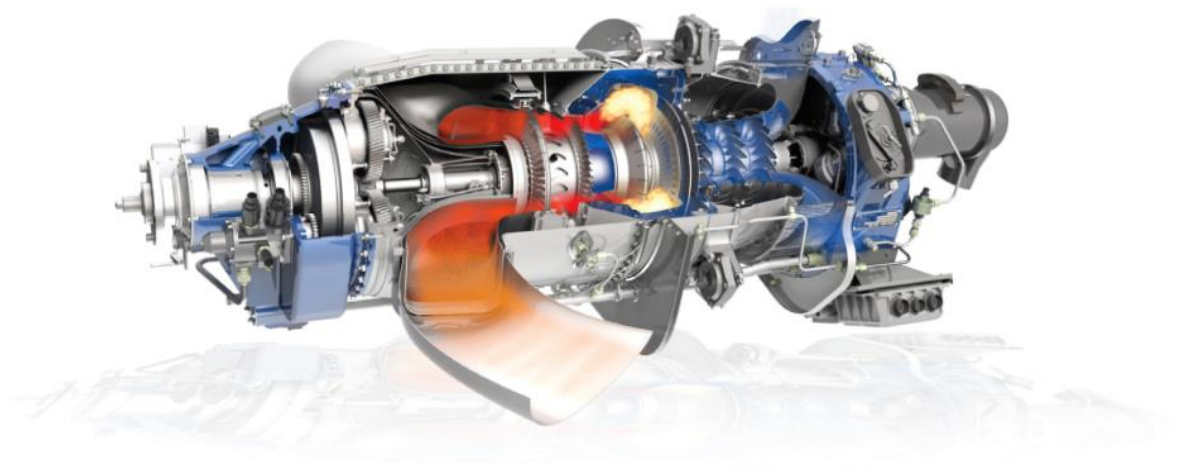
2.5.12 GEOMETRIA SOP



Obr. 2-18 Geometria SOP

2.6 POHONNÁ JEDNOTKA

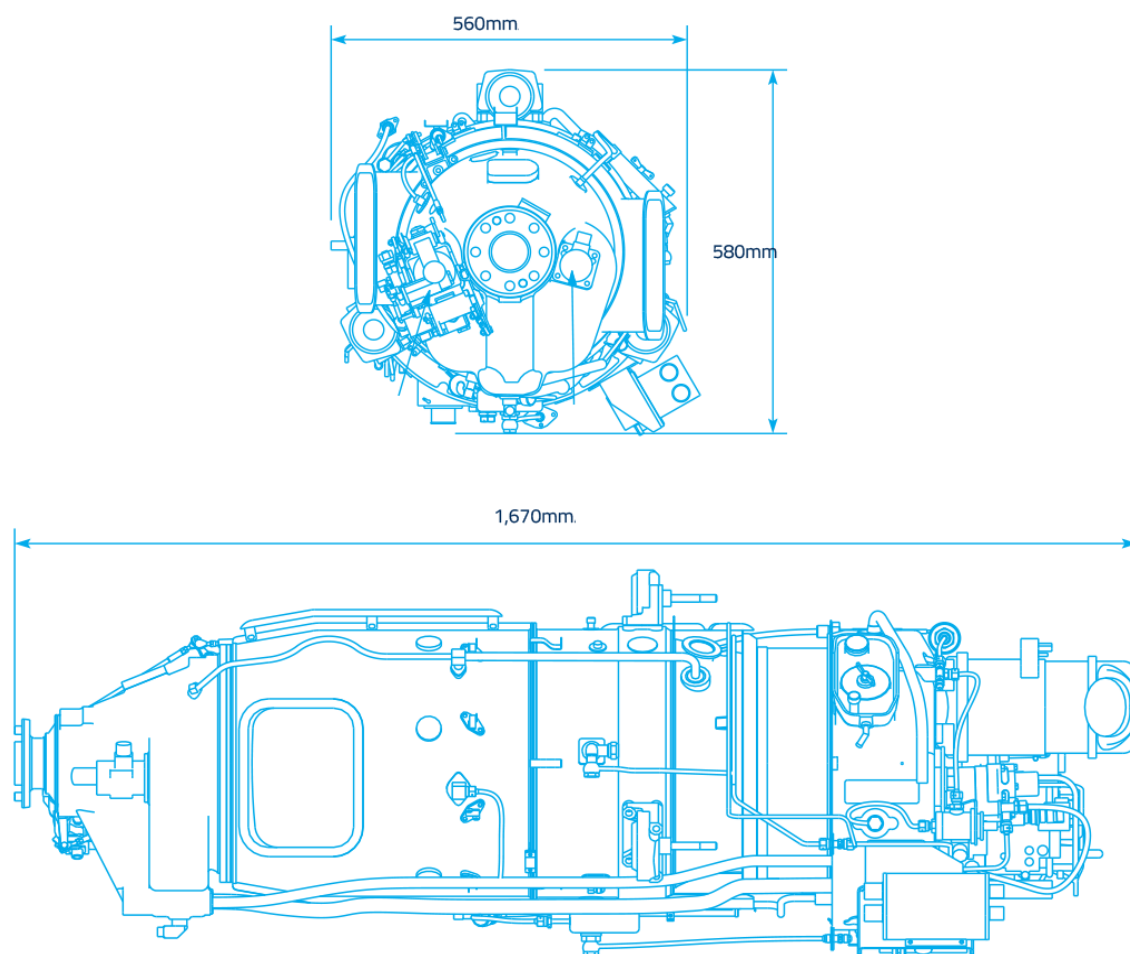
Na pohon letúna bola zvolená jedna turbovrtuľová pohonná jednotka od výrobcu GE Aviation s označením GE H85. Z danej série od daného výrobcu bola najnovšia a najvýkonnejšia. Tento motor je dvoj hriadeľový, s reverzným prúdom vzduchu a spalín. Kompresor sa skladá z dvoch osových stupňov a jedného radiálneho stupňa. Obsahuje jednostupňovú vysokotlakovú a nízkotlakovú turbínu. [34]



Obr. 2-19 Pohonná jednotka GE H85 [34]

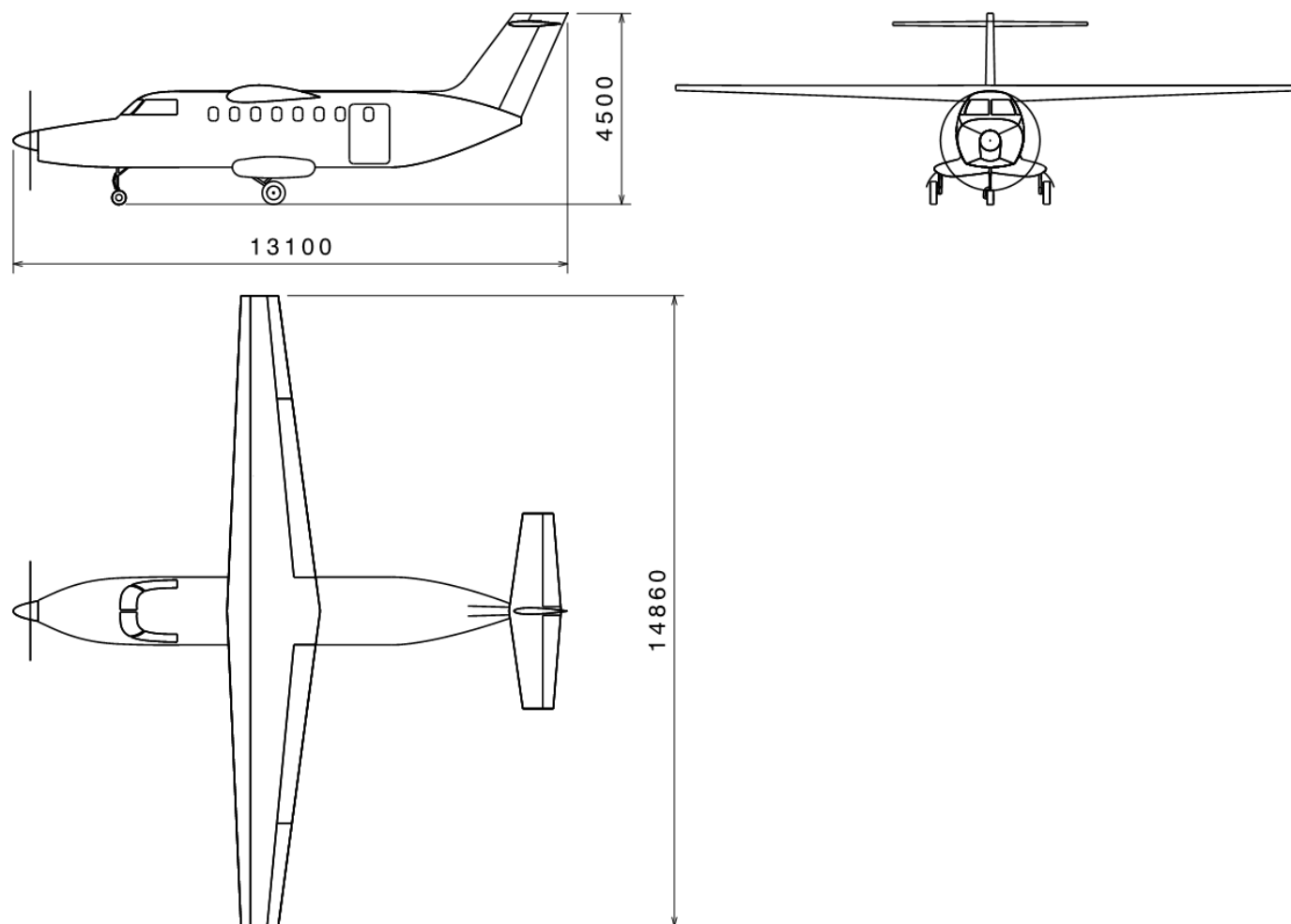
Tab. 2-21 Základné charakteristiky pohonnej jednotky GE H80 [35]

| | | |
|---|---------------|----------|
| Maximálny trvalý výkon (SLS) | 634 | [kW] |
| Maximálny vzletový výkon (SLS, 5 min.) | 634 | [kW] |
| Suchá hmotnosť (bez výtokovej trysky) | 200 | [kg] |
| Rozmery bez výtokovej trysky (d×š×v) | 1675×590×650 | [mm] |
| Otáčky rotora | 2080 | [ot/min] |
| Maximálna trvalá teplota v turbíne | 770 | [°C] |
| Maximálna vzletová teplota v turbíne (5 min.) | 780 | [°C] |
| Druh paliva | JET A/JET A-1 | |



Obr. 2-20 Rozmery pohonnej jednotky GE H-85 [36]

3. MUŠKA A 3D MODEL



Obr. 3-1 Muška navrhovaného letúna VUT 150 Adelka



Obr. 3-2 3D model navrhovaného letúna VUT 150 Adelka

4. MAXIMÁLNA VZLETOVÁ HMOTNOSŤ

Prvotný výpočet hmotnosti bol v počiatočnej fázi návrhu jeden z najdôležitejších krokov. Mal zásadný vplyv na určenie letových výkonov, centráží a pod. Jeho presnosť by sa mala pohybovať v rozsahu $\pm 10\%$ až 15% pri porovnaní s výslednou reálnou hmotnosťou.

Pri výpočte hmotnosti bolo vychádzané zo všeobecného rozdelenia hmotnosti letúna. [9]

$$\overline{m}_{ST} + \overline{m}_{SE} + \frac{1}{m_{TOW}} (m_{PL} + m_C + m_F + m_{PU}) = 1 \quad (4.1)$$

\overline{m}_{ST} – pomerná hmotnosť konštrukcie draka

\overline{m}_{SE} – pomerná hmotnosť sústav a vybavení

m_{TOW} – maximálna vzletová hmotnosť

m_{PL} – hmotnosť platiaceho zaťaženia

m_C – hmotnosť posádky

m_F – hmotnosť paliva

m_{PU} – hmotnosť pohonnej jednotky

Ten bol základom pre prvotné priblíženie maximálnej vzletovej hmotnosti.

$$m_{TOW}^1 = \frac{m_{PL} + m_C + m_F + m_{PU}}{1 - (\overline{m}_{ST} + \overline{m}_{SE})}. \quad (4.2)$$

Ku každej z jeho veličín bolo potrebné pristupovať osobite.

4.1 ŠTATISTIKA

Ako podklad pre prvé priblíženie hmotností bola použitá štatistika hmotností dopravných turbovrtuľových letúnov na dlhé a krátke trate uvedená v Tab. 4-1.

Tab. 4-1 Hmotnosti častí dopravných letúnov s turbovrtuľovými pohonnými na krátke a dlhé trate [9]

| Dĺžka trate | Drak | Pohonné jednotky | Výstroj a sústavy | Prázdna hmotnosť |
|-------------|------------------|------------------|-------------------|------------------|
| | [% z m_{TOW}] | | | |
| Krátke | 35 | 12,5 | 13,5 | 58 |
| Dlhé | 27 | 12 | 12 | 51 |

4.2 PRÁZDNA HMOTNOSŤ

Tab. 4-1 uvádza priemernú hodnotu prázdnej hmotnosti turbovrtuľových letúnov na krátke trate – **58% z maximálnej vzletovej hmotnosti**. Táto bola zobratá za základ pre odhad prázdnej hmotnosti navrhovaného letúna a bola rozdelená medzi hmotnosť konštrukcie draka, sústav, vybavení a pohonnej jednotky.

$$m_{ew} = m_{ST} + m_{PU} + m_{SE} \quad (4.3)$$

4.2.1 POMERNÁ HMOTNOSŤ KONŠTRUKCIE DRAKA

Podľa štatistík pre turbovrtuľové letúny (Tab. 4-1) sa priemerné hodnoty pomeru hmotnosti konštrukcie draka ku maximálnej vzletovej hmotnosti pohybujú v okolí 0,35. Pre výpočet bola zvolená hodnota

$$\overline{m}_{ST} = 0,37 \quad (4.4)$$

4.2.2 HMOTNOSŤ POHONNEJ JEDNOTKY

Hmotnosť pohonnej jednotky GE H80 [35] s vrtuľou bola

$$m_{PU} = 215 \text{ kg} \quad (4.5)$$

4.2.3 POMERNÁ HMOTNOSŤ SÚSTAV A VYBAVENÍ

Základnému predpokladu $m_{TOW} = 0,58m_{ew}$ vyhovovala pomerná hmotnosť sústav a vybavení

$$\overline{m}_{SE} = 0,15 \quad (4.6)$$

4.3 HMOTNOSŤ PLATIACEHO ZAŤAŽENIA A POSÁDKY

Pre deväťmiestny letún bolo predpokladané platiace zaťaženie spolu s posádkou v podobe deviatich osôb s hmotnosťou 9×85 kg. Ku každému cestujúcemu bola uvažovaná batožina s hmotnosťou 10 kg. Pri plnom obsadení letúna cestujúcimi, bolo umožnené cestovať maximálne jednému členovi posádky. Jeho predpokladaná hmotnosť bola 85 kg. Celková hmotnosť platiaceho zaťaženia a posádky bola

$$m_{PL} + m_C = 940 \text{ kg} \quad (4.7)$$

4.4 HMOTNOSŤ PALIVA

Hmotnosť potrebného paliva bola určená zo vzťahu [9]

$$m_F = R \frac{C_{eP}}{V_C} P \quad (4.8)$$

kde R bol dolet, V_C cestovná rýchlosť, c_{eP} špecifická spotreba a P výkon motora. Motor GE H85 má výkon 634 kW a špecifická spotreba turbovrtuľového motora sa v súčasnosti pohybuje okolo hodnoty 0,3 kg/kWh [9].

V kap. 1 bola na základe Obr. 1-5 získaná približná predstava o maximálnej rýchlosti letúna, ktorá je väčšinou blízka cestovnej. Obr. 1-7 zasa vytvoril prehľad o dolete. Na báze týchto poznatkov do výpočtu vstupovala cestovná rýchlosť 350 km/h a dolet 2000 km. Takýto letún by potreboval palivo o hmotnosti

$$m_F = 1100 \text{ kg}. \quad (4.9)$$

Táto bola určená za maximálnu hmotnosť paliva, ktorou bolo možné navrhovaný letún naplniť. Pri plnom platiacom zaťažení bolo z hľadiska dodržania maximálnej vzletovej hmotnosti nutné, na úkor doletu, znížiť hmotnosť paliva na

$$m_F = 600 \text{ kg}. \quad (4.10)$$

4.5 KONTROLA PRIESTORU PRE PALIVO

Krídlo navrhovaného letúna používa integrálne nádrže. Ich konkrétne usporiadanie a rozmery boli určené v kap. 2.1.14.

Kapacita nádrží je 1400 litrov. Pri predpoklade hustoty paliva $\rho_{pal} = 800 \frac{kg}{m^3}$ by takýto letún mal byť s istou rezervou schopný poňať 1100 kg paliva.

4.6 MAXIMÁLNA VZLETOVÁ HMOTNOSŤ

Maximálna vzletová hmotnosť v prvom priblížení bola

$$m_{TOW}^1 = \frac{m_{PL} + m_C + m_F + m_{PU}}{1 - (\overline{m}_{ST} + \overline{m}_{SE})} = 3650 \text{ kg.} \quad (4.11)$$

Tab. 4-2 Zastúpenie zložiek maximálnej vzletovej hmotnosti

| | | Označenie | Hmotnosť [kg] | Podiel na celkovej hm. [%] |
|---------------------------|------------------------------|----------------|------------------|----------------------------------|
| Prázdna hmotnosť | Konštrukcia draka | m_{ST} | 1341 | 37 |
| | Pohonná jednotka + vrtuľa | m_{PU} | 215 | 6 |
| | Sústavy a vybavenie | m_{SE} | 544 | 15 |
| | Σ | m_{ew} | 2100 | 58 |
| Užitočné zaťaženie | Platiace zaťaženie a posádka | $m_{PL} + m_C$ | 940 (440) | 26 (12) |
| | Palivo | m_F | 600 (1100) | 17 (30) |
| | Σ | m_{usw} | 1540 | 42 |

4.7 VÝKONOVÉ ZAŤAŽENIE

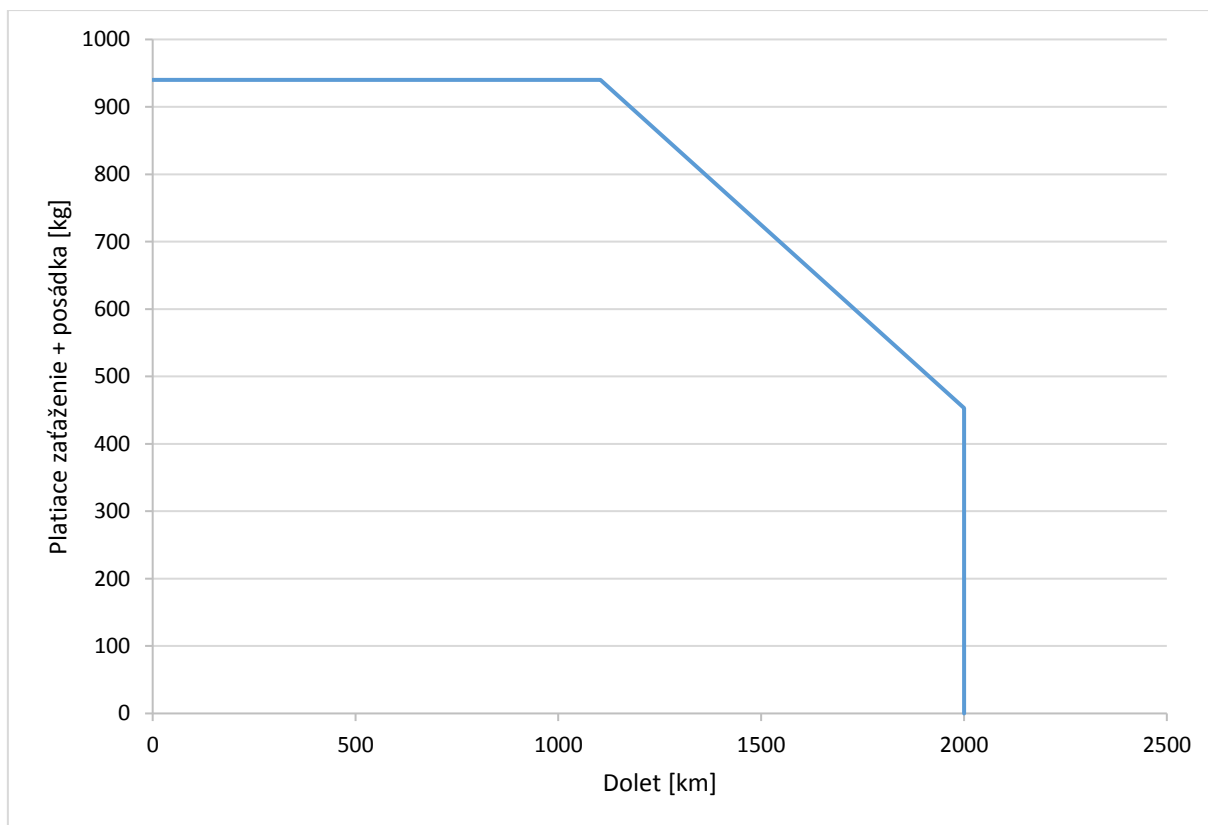
Aby bola overená schopnosť letu, návrh sa musel z hľadiska pomeru výkonu motora ku maximálnej vzletovej hmotnosti pohybovať v reálnych hodnotách. Tab. 4-3 bola zhotovená na základe Obr. 1-3 z kap. 1.2 a porovnáva hodnoty výkonového zaťaženia navrhovaného letúna so štatistickými hodnotami.

Tab. 4-3 Porovnanie výkonového zaťaženia so štatistickými hodnotami na Obr. 1-3

| | | Rozsah pre $m_{TOW} 3650 \text{ kg}$ | Hodnota Interpolácie pre $m_{TOW} 3650 \text{ kg}$ | Cessna Caravan $m_{TOW} 3630 \text{ kg}$ | Navrhovaný letún |
|-----------------------|---------|--|---|--|---------------------|
| Výkonové zaťaženie | [kW/kg] | 0,14 – 0,30 | 0,19 | 0,14 | 0,17 |

4.1 PLATIACE ZAŤAŽENIE A DOLET

Zo zvyšujúcim sa požadovaným doletom, sa zvyšuje požadované množstvo paliva v nádržiach a z dôvodu zachovania maximálnej vzletovej hmotnosti dochádza k poklesu platiaceho zaťaženia.



Obr. 4-1 Závislosť hmotnosti platiaceho zaťaženia a posádky na dolete

5. CENTRÁŽ

Poloha ťažiska mala veľký význam pre zaistenie dôležitých letových vlastností, a to najmä stability a riaditeľnosti. Výpočet polohy ťažiska bol vykonaný pre rôzne rozloženia cestujúcich, nákladu a paliva s cieľom nájsť krajné medzné polohy ťažiska v prípustnom rozsahu vzhľadom k strednej aerodynamickej tetive. K zaisteniu prijateľných letových vlastností sa mohla poloha ťažiska pohybovať medzi 15 % až 35 % strednej aerodynamickej tetivy c_{SAT} .

5.1 STREDNÁ AERODYNAMICKÁ TETIVA

Stredná aerodynamická tetiva (SAT) bola základnou vzťažnou dĺžkou pre krídlo. Aerodynamické sily a momenty na krídle boli reprezentované silami a momentami na SAT. Pre navrhnutý pôdorys krídla bola SAT určená zo vzťahu

$$c_{SAT} = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} c^2(y) dy \quad (5.1)$$

a jej polohu voči lokálnemu súradnicovému systému krídla

$$x_{SAT} = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} c(y)x(y) dy \quad (5.2)$$

$$y_{SAT} = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} c(y)y dy \quad (5.3)$$

Hodnoty SAT boli získané numerickou integráciou pozdĺž krídla pomocou MATLAB skriptu uvedeného v [19].

Tab. 5-1 Dĺžka a pozícia SAT

| | Veľkosť [m] |
|-----------|-------------|
| c_{SAT} | 1,634 |
| x_{SAT} | 0,141 |
| y_{SAT} | 3,184 |

5.2 HMOTNOSTI JEDNOTLIVÝCH ČASTÍ LETÚNA

Zdroj [17] uvádza štatistiku hmotností jednotlivých častí letúnov všeobecného letectva. Štatistika bola zhotovená pre návrh letúna VUT-100 a použitá pre prvotné priblíženie hmotností prvkov navrhovaného letúna.

Tab. 5-2 Štatistika hmotností jednotlivých častí letúnov [17]

| | C-182 | C-210 A | C-210 J | Beech J-35 | R-112 TCA | Priemerné hodnoty | Navrhovaný letún | Hmotnosť [kg] |
|-------------------|-------|------------|------------|---------------|--------------|----------------------|---------------------|------------------|
| Krídlo/ m_{TOW} | 0,089 | 0,090 | 0,099 | 0,131 | 0,113 | 0,104 | 0,117 | 422 |
| Trup/ m_{TOW} | 0,151 | 0,109 | 0,120 | 0,069 | 0,121 | 0,114 | 0,15 | 544 |
| OP/ m_{TOW} | 0,023 | 0,024 | 0,025 | 0,020 | 0,033 | 0,025 | 0,04 | 145 |
| Podv./ m_{TOW} | 0,050 | 0,071 | 0,056 | 0,071 | 0,055 | 0,061 | 0,06 | 218 |
| Poh.s/ m_{TOW} | 0,206 | 0,199 | 0,171 | 0,201 | 0,189 | 0,193 | 0,06 | 200 |
| Výstr./ m_{TOW} | 0,065 | 0,094 | 0,099 | 0,115 | 0,151 | 0,105 | 0,146 | 529 |
| Prazd./ m_{TOW} | 0,583 | 0,598 | 0,578 | 0,628 | 0,705 | 0,618 | 0,58 | 2058 |

5.3 PREDPOKLADY

Pri vstupe do výpočtu centrácii boli použité tieto predpoklady:

- Ťažisko trupu $x_T = 0,41 l$ (predpokladaný trup Cabin Type) [12]
- X-ová súradnica ťažiska krídla $x_T = x_{KR} + x_{SAT} + 0,37c_{SAT}$ [12]
- Ťažisko VOP bolo vo vzdialenosti $0,3c_{SAT_{VOP}}$ od nábežnej hrany VOP [12]
- Ťažisko SOP bolo vo vzdialenosti $0,3c_{SAT_{SOP}}$ od nábežnej hrany SOP [12]
- Ťažisko podvozku sa nachádzalo v strede kolesa
- Ťažisko sediaceho ľudského tela a batožiny pod sedadlom bolo zjednotené
- Ťažisko batožiny v batožinovom priestore bolo uvažované v strede batožinového priestoru

5.4 VÝPOČET CENTRÁŽE

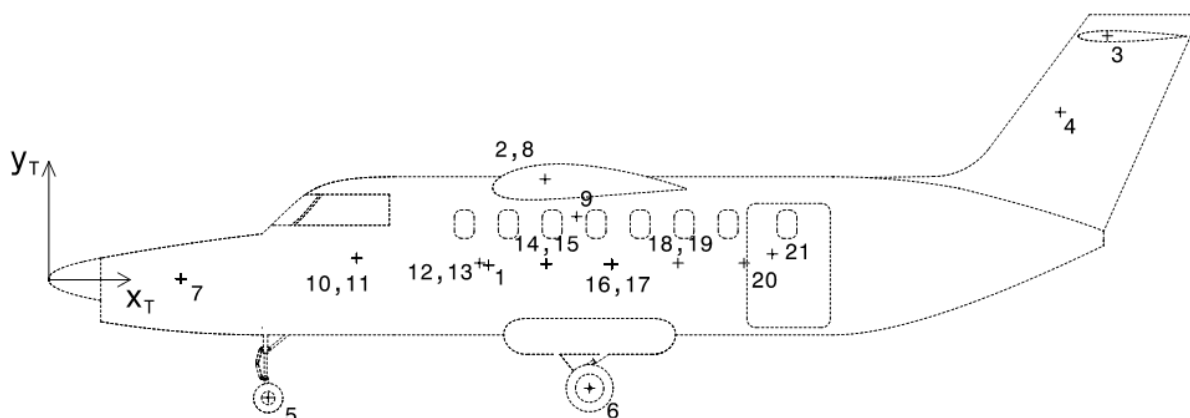
X-ová súradnica ťažiska letúna x_T bola vypočítaná podľa vzorca

$$x_T = \frac{\sum m_i x_{Ti}}{\sum m_i} \quad (5.4)$$

kde m_i bola hmotnosť i-tého prvku a x_{Ti} bola x-ová súradnica jeho ťažiska. Centráž bola následne vyjadrená ako percento c_{SAT}

$$\overline{c_{SAT}} = \left(\frac{x_T - x_{CSAT}}{c_{SAT}} \right) 100 \quad [\% c_{SAT}] \quad (5.5)$$

5.5 ROZDELENIE LETÚNA NA DIELČIE ČASTI

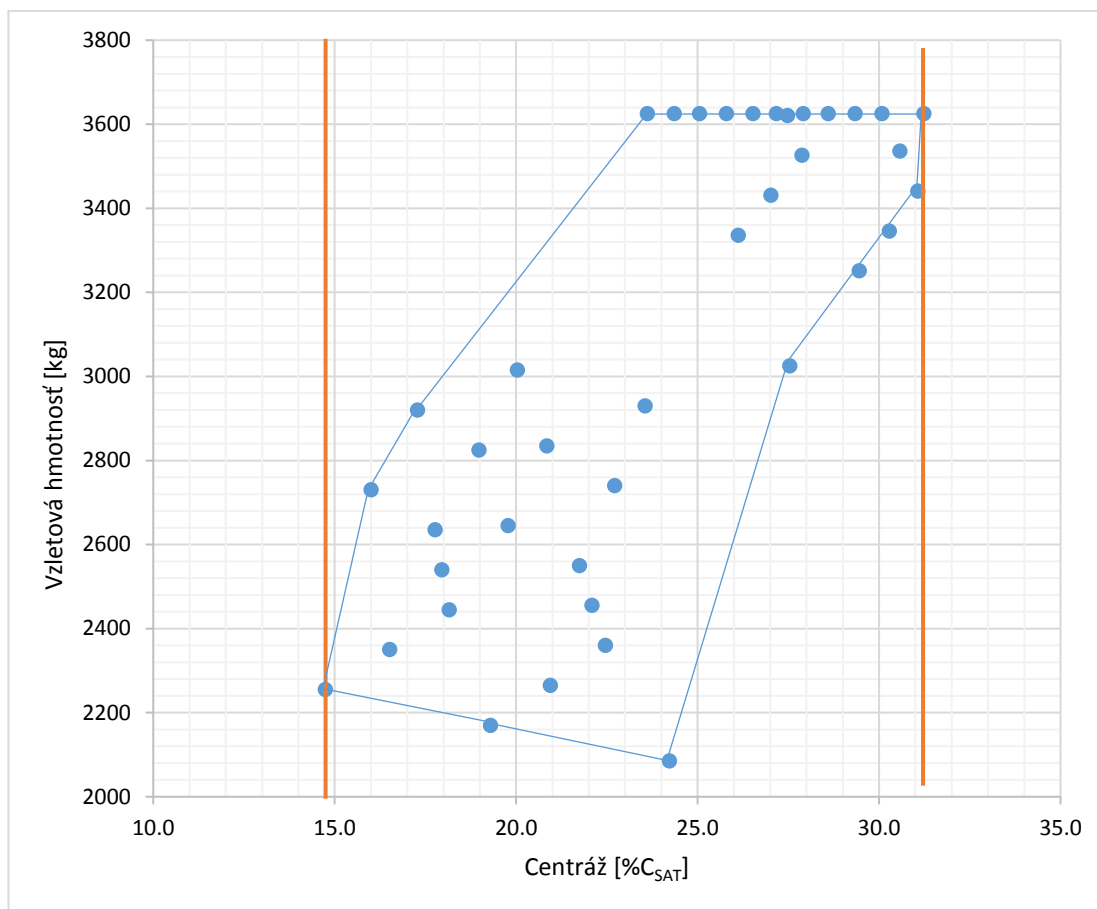


Obr. 5-1 Ťažiská jednotlivých častí letúna. Rozpis prvkov je v Tab. 5-3.

Tab. 5-3 Rozpis prvkov spolu s ich hmotnosťami a x -ovou súradnicou ťažiska

| Číslo | Názov prvku | m_i [kg] | x_{Ti} [m] | $m_i x_{Ti}$ [kg.m] |
|-------|-----------------|---------------|-----------------|------------------------|
| 1 | Trup | 500 | 4.920 | 2461 |
| 2 | Krídlo | 423 | 5.796 | 2452 |
| 3 | VOP | 78 | 12.08 | 942 |
| 4 | SOP | 78 | 11.500 | 896 |
| 5 | Predný podvozok | 83 | 2.445 | 204 |
| 6 | Hlavný podvozok | 167 | 6.160 | 1027 |
| 7 | Motor | 230 | 1.425 | 328 |
| 8 | Palivo - krídlo | 415 | 6.006 | 2492 |
| 9 | Vybavenie | 529 | 6.346 | 3358 |
| 10 | Pilot 1 | 85 | 3.53 | 300 |
| 11 | Pilot 2 | 85 | 3.53 | 300 |
| 12 | Pasažier 1 | 95 | 4.650 | 442 |
| 13 | Pasažier 2 | 95 | 4.650 | 442 |
| 14 | Pasažier 3 | 95 | 5.400 | 513 |
| 15 | Pasažier 4 | 95 | 5.400 | 513 |
| 16 | Pasažier 5 | 95 | 6.150 | 584 |
| 17 | Pasažier 6 | 95 | 6.150 | 584 |
| 18 | Pasažier 7 | 95 | 6.900 | 656 |
| 19 | Pasažier 8 | 95 | 6.900 | 656 |
| 20 | Pasažier 9 | 95 | 7.650 | 727 |
| 21 | Batožina | 100 | 8.000 | 800 |

5.6 OBÁLKA CENTRÁŽÍ A HMOTNOSTÍ



Obr. 5-2 Obálka centráží a hmotností

Letún bol navrhnutý vo viacerých variantoch, ktoré sú podrobne opísané v kap. 10. Ako základ pre výpočet centráží bola vzatá klasická cestovná verzia s dvoma miestami pre pilotov a deviatimi sedadlami pre pasažierov.

Tab. 5-3 ukazuje zoznam prvkov, ich hmotností a x-ovú súradnicu ťažiska. Predpokladaná hmotnosť pasažiera je 85 kg a každý pasažier má možnosť svoju batožinu o maximálnej hmotnosti 10 kg uložiť pod svoju sedлицu. Výsledná hmotnosť na pasažiera je potom 95 kg. Ťažisko batožiny a pasažiera je zjednotené. Položka „batožina“ značí batožinu umiestnenú v zadnej časti letúna.

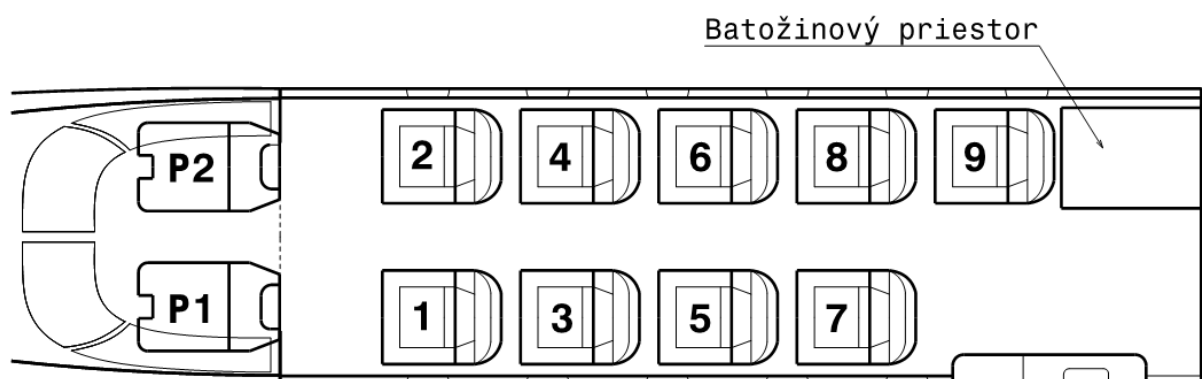
Obr. 5-2 vyjadruje závislosť pomernej polohy centráže v % C_{SAT} na vzletovej hmotnosti letúna. Hraničné hodnoty centráží sa nachádzajú v povolenom rozsahu 15% až 35%. Letové konfigurácie pasažierov a paliva sú podrobne rozpísané v Tab. 5-4. Obsadené miesta sú v nej vyznačené čiernou bodkou a obsadzovanie sa riadi výlučne podľa ložného plánu. Centráže sú v tabuľke uvedené vždy pre danú konfiguráciu pasažierov a nevyužitý batožinový priestor vzadu. Pre niektoré letové konfigurácie bolo dovolené využiť aj batožinový priestor v zadnej časti letúna, pričom povolená hmotnosť v batožinovom priestore sa s obsadením pasažiermi mení. Jej hodnoty sú rozpísané v Tab. 5-4, ako maximálna hmotnosť v batožinovom priestore pre nekritický prírastok centráže. Za kritický prírastok centráže bol definovaný taký prírastok, ktorý povedie k nárastu centráže za jej hraničné hodnoty, dané obálkou centráží, bez využitia batožinového priestoru.

Tab. 5-4 Hmotnosti a centráže pre rôzne konfigurácie pasažierov a paliva. Obsadenosť letúna sa riadi podľa ložného plánu. Obsadené sedačky sú vyznačené bodkou. P1 a P2 sú sedačky pilotov. Centráže sú uvedené pre danú obsadenosť a nevyužitý batožinový priestor. Za kritický prírastok centráže je považovaný taký prírastok, ktorý povedie k nárastu centráže za jej hraničné hodnoty, dané obálkou centráží bez využitia batožinového priestoru.

| Čísla sedačiek – Obsadené sú vyznačené bodkou (•) | | | | | | | | | | | Hmotnosť cestujúcich a posádky | Hmotnosť paliva | TOW | Centráž | Hmotnosť paliva | TOW | Centráž | Max. hmotnosť v batožinovom priestore pre nekritický prírastok centráže |
|---|----|---|---|---|---|---|---|---|---|---|--------------------------------|-----------------|------|---------|-----------------|------|---------|---|
| P1 | P2 | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | | | | | | | | |
| | | | | | | | | | | | [kg] | [kg] | [kg] | [%Csat] | [kg] | [kg] | [%Csat] | [kg] |
| | | | | | | | | | | | 0 | 0 | 2085 | 24.2 | | | | |
| • | | | | | | | | | | | 85 | 0 | 2170 | 19.3 | 1081 | 3251 | 29.5 | 40 |
| • | • | | | | | | | | | | 170 | 0 | 2255 | 14.7 | 1081 | 3336 | 26.1 | 100 |
| • | | | | | | • | | | | | 180 | 0 | 2265 | 20.9 | 1081 | 3346 | 30.3 | 45 |
| • | • | | | | | • | | | | | 265 | 0 | 2350 | 16.5 | 1081 | 3431 | 27.0 | 100 |
| • | | | | | | • | • | | | | 275 | 0 | 2360 | 22.5 | 1081 | 3441 | 31.1 | 30 |
| • | • | | | | | • | • | | | | 360 | 0 | 2445 | 18.2 | 1081 | 3526 | 27.9 | 100 |
| • | | | | | • | • | • | | | | 370 | 0 | 2455 | 22.1 | 1081 | 3536 | 30.6 | 40 |
| • | • | | | | • | • | • | | | | 455 | 0 | 2540 | 18.0 | 1081 | 3621 | 27.5 | 100 |
| • | | | | • | • | • | • | | | | 465 | 0 | 2550 | 21.7 | 1075 | 3625 | 30.1 | 30 |
| • | • | | | • | • | • | • | | | | 550 | 0 | 2635 | 17.8 | 990 | 3625 | 26.5 | 100 |
| • | | | • | • | • | • | • | | | | 560 | 0 | 2645 | 19.8 | 980 | 3625 | 27.9 | 100 |
| • | • | | • | • | • | • | • | | | | 645 | 0 | 2730 | 16.0 | 895 | 3625 | 24.4 | 100 |
| • | | | • | • | • | • | • | • | | | 655 | 0 | 2740 | 22.7 | 885 | 3625 | 29.3 | 50 |
| • | • | | • | • | • | • | • | • | • | | 740 | 0 | 2825 | 19.0 | 800 | 3625 | 25.8 | 100 |
| • | | • | • | • | • | • | • | • | • | | 750 | 0 | 2835 | 20.8 | 790 | 3625 | 27.2 | 100 |
| • | • | • | • | • | • | • | • | • | • | | 835 | 0 | 2920 | 17.3 | 705 | 3625 | 23.6 | 100 |
| • | | • | • | • | • | • | • | • | • | • | 845 | 0 | 2930 | 23.6 | 695 | 3625 | 28.6 | 80 |
| • | • | • | • | • | • | • | • | • | • | • | 930 | 0 | 3015 | 20.0 | 610 | 3625 | 25.0 | 0 |
| • | | • | • | • | • | • | • | • | • | • | 940 | 0 | 3025 | 27.5 | 600 | 3625 | 31.2 | 0 |

5.7 LOŽNÝ PLÁN

Obsadzovanie letúna cestujúcimi sa riadi výlučne podľa ložného plánu.



Obr. 5-3 Číslo sedačiek

Tab. 5-5 Ložný plán

| Počet pasažierov | Obsadené miesta | Maximálna hmotnosť v batožinovom priestore pri dodržaní m_{TOW} [kg] | |
|------------------|-------------------|--|-------------------------|
| | | 1 Pilot | 2 Piloti |
| 0 | | 40 | 100 |
| 1 | 5 | 45 | 100 |
| 2 | 5,6 | 30 | 100 |
| 3 | 5,6,4 | 40 | 100 |
| 4 | 5,6,4,3 | 30 | 100 |
| 5 | 5,6,4,3,2 | 100 | 100 |
| 6 | 5,6,4,3,2,7 | 50 | 100 |
| 7 | 5,6,4,3,2,7,1 | 100 | 100 |
| 8 | 5,6,4,3,2,7,1,8 | 80 | 0 |
| 9 | 5,6,4,3,2,7,1,8,9 | 0 | NEPOVOLENÁ KONFIGURÁCIA |

6. LETOVÁ OBÁLKA

Obálka letu ukazuje krajné kombinácie letových rýchlostí a násobkov, v ktorých sa navrhovaný letún môže pohybovať. Bola rozdelená na *obratovú*, *klapkovú* a *poryvovú*. Výpočty vychádzajú z predpisu CS-23. Návrhové rýchlosti uvedené v tejto kapitole sú rovné ekvivalentnej rýchlosti letu (EAS). [13]

6.1 OBRATOVÁ OBÁLKA

Kladný násobok zaťaženia nesmel byť podľa CS23.337 (a) (1) v celom rozsahu rýchlostí až po V_D menší než

$$n^+ = 2,1 + \frac{24100}{W_{mTOW} + 10000} = 3,4 \quad (6.1)$$

W_{mTOW} – maximálna vzletová hmotnosť v lb (značenie zhodné s označením v predpise)

Záporný násobok zaťaženia podľa CS23.337 (a) (1) v rozsahu rýchlostí až po V_C

$$n^- = -0,4n^+ = -1,4 \quad (6.2)$$

Pádová rýchlosť bez vztlakovej mechanizácie pre $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$ (0 m MSA) a $C_{L_{max}}$ letúnu

$$V_S = \sqrt{\frac{W_{mTOW}g}{0,5\rho_0 C_{L_{max}} S}} = 146 \frac{\text{km}}{\text{h}} \quad (6.3)$$

Návrhová obratová rýchlosť V_A podľa CS23.335 (c)

$$V_A = V_S \sqrt{n^+} = 271 \frac{\text{km}}{\text{h}} \quad (6.4)$$

Minimálna požadovaná návrhová cestovná rýchlosť musela byť podľa CS23.335 (a) (1) (i)

$$V_{C_{min}} \geq 33 \sqrt{\frac{W_{mTOW}}{S}}, \quad (6.5)$$

kde W/S vstupovalo do výpočtu v lb/ft^2 a podľa CS23.335 (a) (3). Cestovná rýchlosť nemusela byť v nulovej nadmorskej výške väčšia než $0,9V_H$ a bola volená

$$V_C = 350 \frac{\text{km}}{\text{h}} \quad (6.6)$$

Návrhová rýchlosť strmého letu V_D bola v súlade s CS23.335 (a) (1) a (2)

$$V_D = 1,4V_{C_{min}} = 490 \frac{km}{h} \quad (6.7)$$

Maximálny súčiniteľ vztlaku krídla pri lete na chrbte bol uvažovaný

$$C_{L_{max}}^- = 0,8C_{L_{max}} = 1,24 \quad (6.8)$$

Pádová rýchlosť letu na chrbte

$$V_{S1} = \sqrt{\frac{W_{mTOW}g}{0,5\rho_0 C_{L_{max}}^- S}} = 163 \frac{km}{h} \quad (6.9)$$

Návrhová obratová rýchlosť V_G bola vypočítaná obdobne ako V_A , teda

$$V_G = V_{S1}\sqrt{n^-} = 191 \frac{km}{h} \quad (6.10)$$

6.2 KLAPKOVÁ OBÁLKA

Na letún letiaci s úplne vysunutými vztlakovými klapkami musí byť podľa CS 23.345 (a) (1) uvažované vystavenie symetrickým obratom a poryvom s kladným násobkom

$$n_F^+ = +2 \quad (6.11)$$

a druhým násobkom rovným nule.

$$n_F^- = 0 \quad (6.12)$$

Pádová rýchlosť zo vztlakovou mechanizáciou pre $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$ (0 m MSA) a $c_{LF_{max}}$ z kap. 2.1

$$V_{SF} = \sqrt{\frac{W_{mTOW}g}{0,5\rho_0 C_{LF_{max}} S}} = 132 \frac{km}{h} \quad (6.13)$$

Podľa CS 23.345 (b) nesmie byť rýchlosť V_F menšia než väčšia z hodnôt $1,4V_S$ a $1,8V_{SF}$. Bola zvolená

$$V_F = 240 \frac{km}{h} \quad (6.14)$$

Návrhová rýchlosť V_{AF}

$$V_{AF} = V_{SF} \sqrt{n_F^+} = 186 \frac{km}{h} \quad (6.15)$$

6.3 PORYVOVÁ OBÁLKA

Letún musel byť navrhnutý pre poryvové zaťaženia s veľkosťou poryvu špecifikovanou v CS 23.333 (c). Pri rýchlosti V_C poryvy kladné a záporné s veľkosťou 15,24 m/s v rozsahu výšok 0 až 6069 m.n.m.. Pri rýchlosti V_D poryvy kladné a záporné s veľkosťou 7,6 m/s v rozsahu výšok 0 až 6069 m.n.m. Násobok vzbudzovaný týmito poryvmi bol určený podľa CS 23.341 (c) a to zo vzťahu

$$n = 1 + \frac{k_g \rho_0 U_{de} V C_{L\alpha}}{2(W_{empt}/S)} \quad (6.16)$$

W_{empt} je prázdna hmotnosť letúna. Sklon vztlakovej čiary krídla $C_{L\alpha}$ bol odvodený v kap. 2.1. Predpokladaná hustota vzduchu v nulovej výške $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$ a vo výške 6069 m. n. m. $\rho_{6069} = 0,6597 \text{ kg/m}^3$. Zmierňujúci sú činiteľ poryvu k_g bol vypočítaný ako

$$k_g = \frac{0,88\mu_g}{5,3 + \mu_g}, \quad (6.17)$$

kde hmotnosný pomer letúna bol

$$\mu_g = \frac{2(W_{empt}/S)}{\rho_{6069} C_{SGT} C_{L\alpha} g}. \quad (6.18)$$

Tab. 6-1 Násobky od poryvov v poryvovej obálke

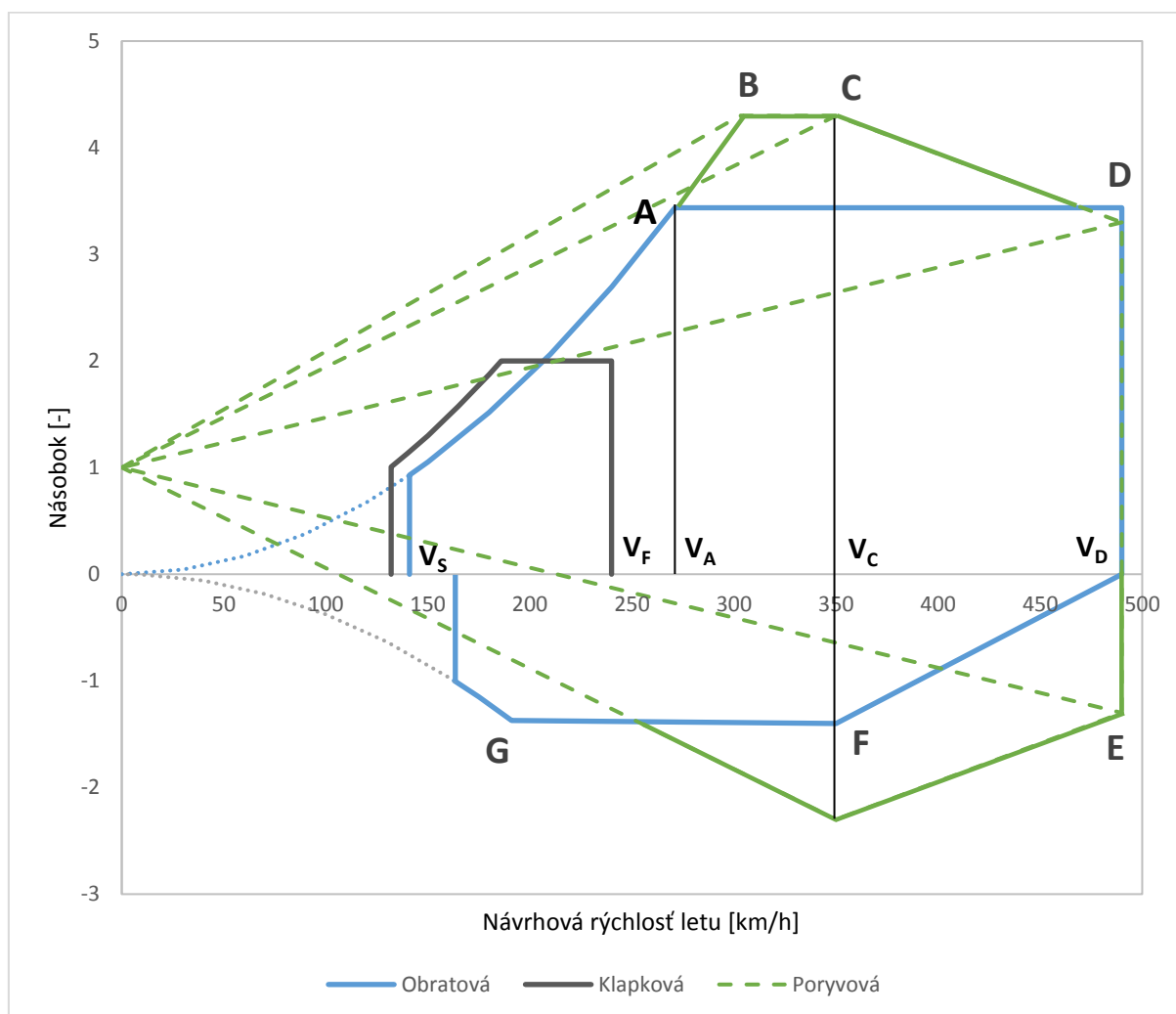
| Rýchlosť príslušná násobku | Druh násobku | Rýchlosť poryvu U_{de} [m/s] | Násobok [-] |
|----------------------------|--------------|--------------------------------|-------------|
| V_C | kladný | 15,24 | 4,3 |
| | záporný | 15,24 | -2,3 |
| V_D | kladný | 7,6 | 3,3 |
| | záporný | 7,6 | -1,3 |

Návrhová rýchlosť pri maximálnej intenzite poryvu V_B nesmela bola podľa CS 23.335 (d) (1) vypočítaná ako

$$V_B = V_S \sqrt{n_g} = 260 \frac{km}{h} \quad (6.19)$$

n_g bol kladný násobok zaťaženia letúna pri poryve pri rýchlosti V_C .

6.4 VÝSLEDNÁ LETOVÁ OBÁLKA



Obr. 6-1 Výsledná letová obálka

7. AERODYNAMICKÉ CHARAKTERISTIKY

Cieľom tejto kapitoly bolo získať základné aerodynamické charakteristiky letúna, konkrétne poláru, vztlakovú čiaru letúna, vztlakovú čiaru krídla a VOP. Tieto boli uplatnené pri výpočte letových výkonov a stabilitných charakteristík. Boli použité základné metódy ich výpočtu, adekvátne pre prvotný odhad.

7.1 VZTLAKOVÁ ČIARA

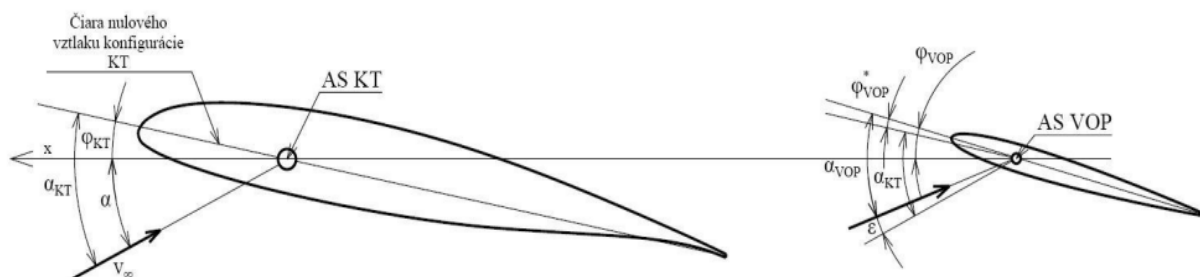
Vztlaková čiaru letúna, resp. závislosť súčiniteľa vztlaku na uhle nábehu kombinácie krídlo-trup letúna boli získané súčtom vztlakových čiar kombinácie krídlo-trup a VOP.

$$\text{Vztlaková čiaru letúna} = \text{Vztlaková čiaru krídlo-trup} + \text{Vztlaková čiaru VOP}$$

K jej definícii bolo potreba určiť tieto veličiny:

- Sklon vztlakovej čiaru
- Súčiniteľ vztlaku pri nulovom nábehu

Metodika uvedená v tejto podkapitole pochádza z lit. [6].



Obr. 7-1 Definícia uhlov nábehu krídlo-trup a chvostových plôch [19]

7.1.1 VZTLAKOVÁ ČIARA KRÍDLO-TRUP

Vplyv trupu, ako nevztlakového telesa, bol na sklon vztlakovej čiaru je minimálny [13] a bol považovaný za zanedbateľný v prvotnom návrhu. Sklon vztlakovej čiaru krídlo-trup (KT) bol uvažovaný rovnaký ako sklon vztlakovej čiaru čistého krídla, $a_K = a_{KT}$. Jeho hodnota bola získaná pomocou programu Glauert v kap. 2.1.

Absolútny uhol nábehu konfigurácie krídlo-trup α_{KT} bol definovaný ako uhol nábehu α (uhol medzi nabiehajúcim prúdom a pozdĺžnou osou letúna) zväčšený o uhol čiaru nulového vztlaku kombinácie KT voči pozdĺžnej ose letúna. [6]

$$\alpha_{KT} = \alpha + \varphi_{KT} \quad (7.1)$$

V našom prípade bol položený uhol $\varphi_{KT} = -\alpha_0$ a tým bola definovaná vztlaková čiara konfigurácie KT ako závislosť súčiniteľa vztlaku konfigurácie KT $c_{L_{KT}}$ na α_{KT} .

$$C_{L_{KT}} = \frac{\partial C_{L_{KT}}}{\partial \alpha_{KT}} \alpha_{KT} = a_{KT} \alpha_{KT} = a_K \alpha_{KT} \quad (7.2)$$

Tab. 7-1 Výpočet vztlakovej čiary trup-krídlo

| | | Označenie | Hodnota | Jednotka |
|--------|---|--------------------|---------|----------|
| VSTUP | Sklon vztlakovej čiary krídla | a_K | 4,95 | [1/rad] |
| | Uhol nábehu pri nulovom vztlaku krídla | α_{0_K} | -3,8 | [°] |
| | Maximálny súčiniteľ vztlaku krídla | $C_{L_{max_{KR}}}$ | 1,54 | [1] |
| VÝSTUP | Sklon vztlakovej čiary krídlo-trup | a_{KT} | 4,95 | [1/rad] |
| | Uhol čiary nulového vztlaku kombinácie KT voči pozdĺžnej ose letúna | φ_{KT} | 3,8 | [°] |

7.1.2 VZTLAKOVÁ ČIARA VOP

Sklon vztlakovej čiary VOP a_{VOP} vzhľadom k uhlu nábehu α_{VOP} bol definovaný

$$a_{VOP} = \frac{\partial C_{L_{VOP}}}{\partial \alpha_{VOP}} \quad (7.3)$$

a jeho hodnota bola odhadnutá z Helmboldovho vzťahu [8]

$$a_{VOP} \cong \frac{a_{VOP_{prof}} \lambda_{VOP}}{2 + \sqrt{\lambda_{VOP}^2 + 4}} \quad (7.4)$$

kde $a_{VOP_{prof}}$ bol sklon vztlakovej čiary profilu VOP.

Výsledná vztlaková čiara letúna však mala byť vyjadrená v závislosti na α_{KT} , preto musel byť nájdený vzťah medzi α_{VOP} a α_{KT} .

$$\alpha_{VOP} = \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \alpha_{KT} + \varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0 \quad (7.5)$$

φ_{VOP}^* bol aerodynamický uhol nastavenia VOP voči čiare nulového vztlaku kombinácie KT, ε uhol zošikmenia prúdu v mieste VOP a ε_0 uhol zošikmenia prúdu v mieste VOP pri nulovom vztlaku KT.

Súčiniteľ vztlaku VOP bol potom v závislosti na α_{KT} vyjadrený ako

$$C_{L_{VOP}} = a_{VOP} \alpha_{VOP} = a_{VOP} \left[\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \alpha_{KT} + \varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0 \right] \quad (7.6)$$

Sklon vztlakovej čiary VOP v závislosti na uhlu nábehu α_{KT}

$$a_{VOP_{KT}} = \frac{\partial C_{L_{VOP}}}{\partial \alpha_{KT}} = \frac{\partial C_{L_{VOP}}}{\partial \alpha} = a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right), \quad (7.7)$$

kde k_{VOP} bol bezrozmerný koeficient zníženia kinetického (dynamického) tlaku v mieste VOP, definovaný ako $k_{VOP} = q_{VOP}/q$ a pre potreby prvotného návrhu bol odhadnutý [6]

$$k_{VOP} \cong 0,95 \quad (7.8)$$

Derivácia zošikmenia prúdu v mieste VOP bola stanovená pomocou približného vzťahu uvedeného v lit. [18]

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \cong 1,75 \frac{a_K}{\pi \lambda \left(\bar{l}_{VOP_{0,25}} \frac{1}{\eta} \right)^{1/4} (1 + |\bar{h}_{VOP}|)} \quad (7.9)$$

a $\bar{l}_{VOP_{0,25}}$ a \bar{h}_{VOP} boli definované nasledovne:

$$\bar{l}_{VOP_{0,25}} = \frac{l_{VOP_{0,25}}}{b/2} \quad (7.10)$$

$$\bar{h}_{VOP} = \frac{h_{VOP_{0,25}}}{b/2} \quad (7.11)$$

$l_{VOP_{0,25}}$ – vodorovná vzdialenosť medzi AS SAT krídla a AS SAT VOP.

$h_{VOP_{0,25}}$ – vertikálna vzdialenosť AS SAT krídla a AS SAT VOP, pričom za vertikálnu rovinu bola považovaná čiara nulového vztlaku KT

Ostávalo už iba vyjadriť súčiniteľ vztlaku VOP pri nulovom uhle nábehu α_{KT} .

$$C_{L_0}^* = a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} (\varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0), \quad (7.12)$$

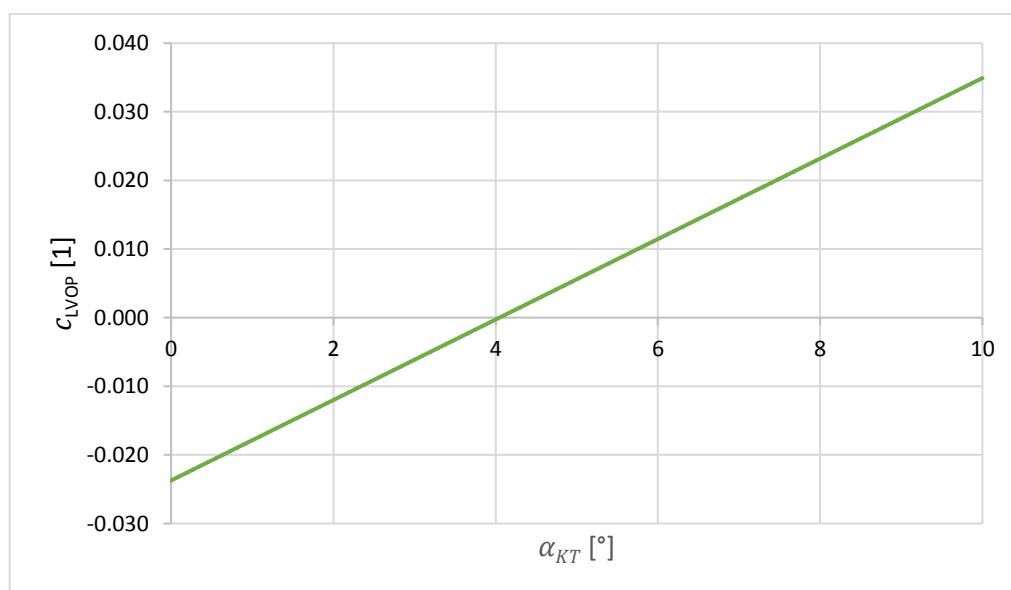
kde φ_{VOP}^* bol vypočítaný ako

$$\varphi_{VOP}^* = \varphi_{VOP} - \varphi_{KT} \quad (7.13)$$

Uhol nastavenia VOP voči pozdĺžnej ose letúna φ_{VOP} bol volený $+2^\circ$. [16] ε_0 bol v prvej fáze návrhu zanedbaný.

Tab. 7-2 Výpočet vztlakovej čiary VOP

| | | Označenie | Hodnota | Jednotka |
|--------|--|--|---------|-------------------|
| VSTUP | Sklon vztlakovej čiary profilu VOP | $a_{VOP_{prof}}$ | 4,95 | [1/rad] |
| | Štíhlosť VOP | λ_{VOP} | 4,7 | [1] |
| | Koeficient zníženia kinetického tlaku | k_{VOP} | 0,95 | [1] |
| | Plocha VOP | S_{VOP} | 4 | [m ²] |
| | Plocha krídla | S | 23 | [m ²] |
| | | h_{VOP} | 1,54 | [m] |
| | | l_{VOP} | 7,45 | [m] |
| | Uhol nastavenia VOP voči pozdĺžnej ose letúna | φ_{VOP} | 2 | [°] |
| | Zúženie | η | 2,5 | [1] |
| VÝSTUP | Sklon vztlakovej čiary VOP vzhľadom k uhlu nábehu α_{VOP} | a_{VOP} | 4,1 | [1] |
| | Derivácia zošikmenia prúdu v mieste VOP | $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ | 0,56 | [1] |
| | Sklon vztlakovej čiary VOP v závislosti na uhlu nábehu α_{KT} | $a_{VOP_{KT}}$ | 0,3 | [1/rad] |
| | Súčiniteľ vztlaku VOP pri nulovom uhle nábehu α_{KT} | $C_{L_0}^*$ | -0,024 | [1] |



Obr. 7-2 Vztlaková čiara VOP v závislosti na uhle nábehu α_{KT}

7.1.3 VZTLAKOVÁ ČIARA LETÚNA

Vztlakové čiary v kap. 7.1.1 a 7.1.2 boli vyjadrené na uhle nábehu kombinácie KT, α_{KT} . Cieľom tejto kapitoly je získať vztlakovú čiaru letúna súčtom vztlakových čiar KT a VOP a vyjadriť ju v závislosti na uhle nábehu letúna α . S uvažovaním $\alpha_{KT} = \alpha + \varphi_{KT}$ môžeme vyjadriť rovnicu vztlakovej čiary letúna

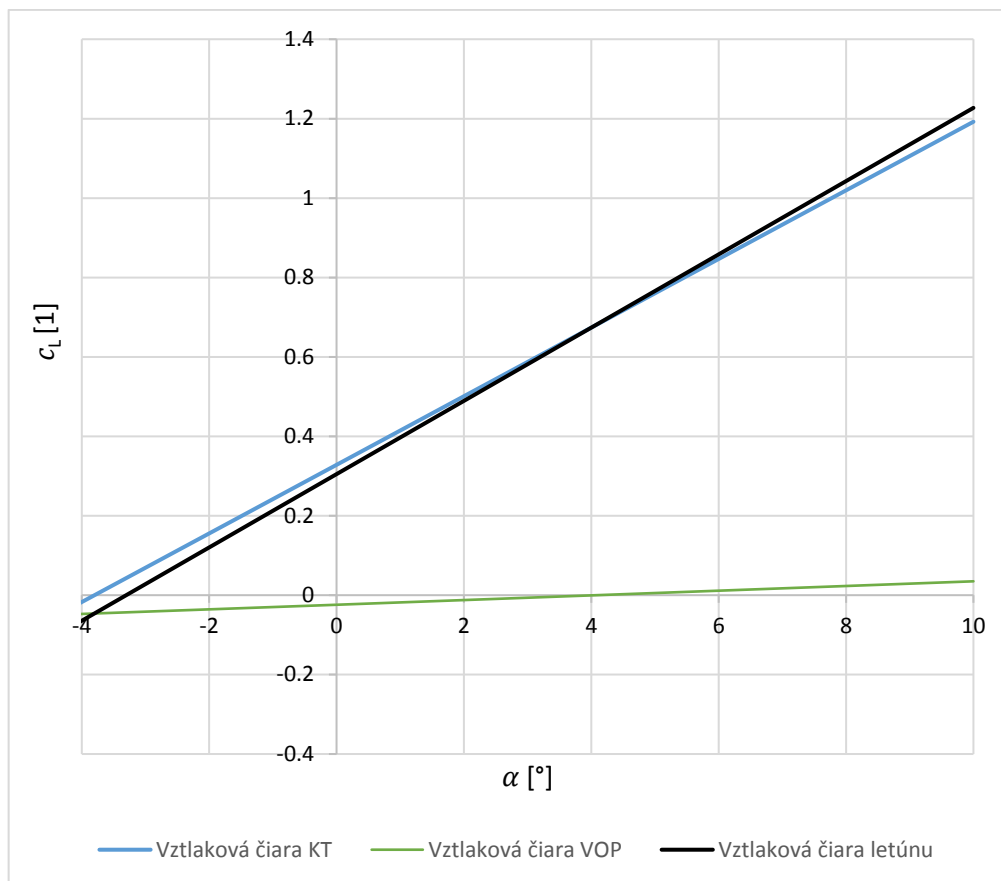
$$C_L = C_{L0}^* + a\alpha_{KT} = C_{L0}^* + a\varphi_{KT} + a\alpha = C_{L0} + a\alpha \quad (7.14)$$

Sklon vztlakovej čiary letúna a bol vypočítaný ako

$$a = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha_{KT}} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = a_{KT} + a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \quad (7.15)$$

Tab. 7-3 Vztlaková čiaru letúna

| Názov | Označenie | Hodnota | Jednotka |
|---|-------------|---------|----------|
| Sklon vztlakovej čiary kombinácie KT | a_{KT} | 4,95 | [1/rad] |
| Sklon vztlakovej čiary VOP | a_{VOPKT} | 0,3 | [1/rad] |
| Sklon vztlakovej čiary letúna | a | 5,25 | [1/rad] |
| Súčiniteľ vztlaku VOP pri nulovom uhle nábehu KT | C_{L0}^* | -0,024 | [1] |
| Súčiniteľ vztlaku letúna pri nulovom uhle nábehu letúna | C_{L0} | 0,33 | [1] |



Obr. 7-3 Vztlaková čiara letúna v závislosti na uhlu nábehu letúna α

7.1.4 APROXIMÁCIA PRE VYŠŠIE HODNOTY C_L

Priebeh vztlakovej čiary letúna možno považovať za lineárny až do hodnôt $\approx 0,8 C_{Lmax}$. V intervale $0,8 C_{Lmax} \leq C_L \leq C_{Lmax}$ bola použitá parabolická aproximácia podľa lit. [11].

$$C_L = C_{Lmax} - \frac{0,2C_{Lmax}}{(\alpha_{0,8} - \alpha_{krit})^2} (\alpha - \alpha_{krit})^2 \quad (7.16)$$

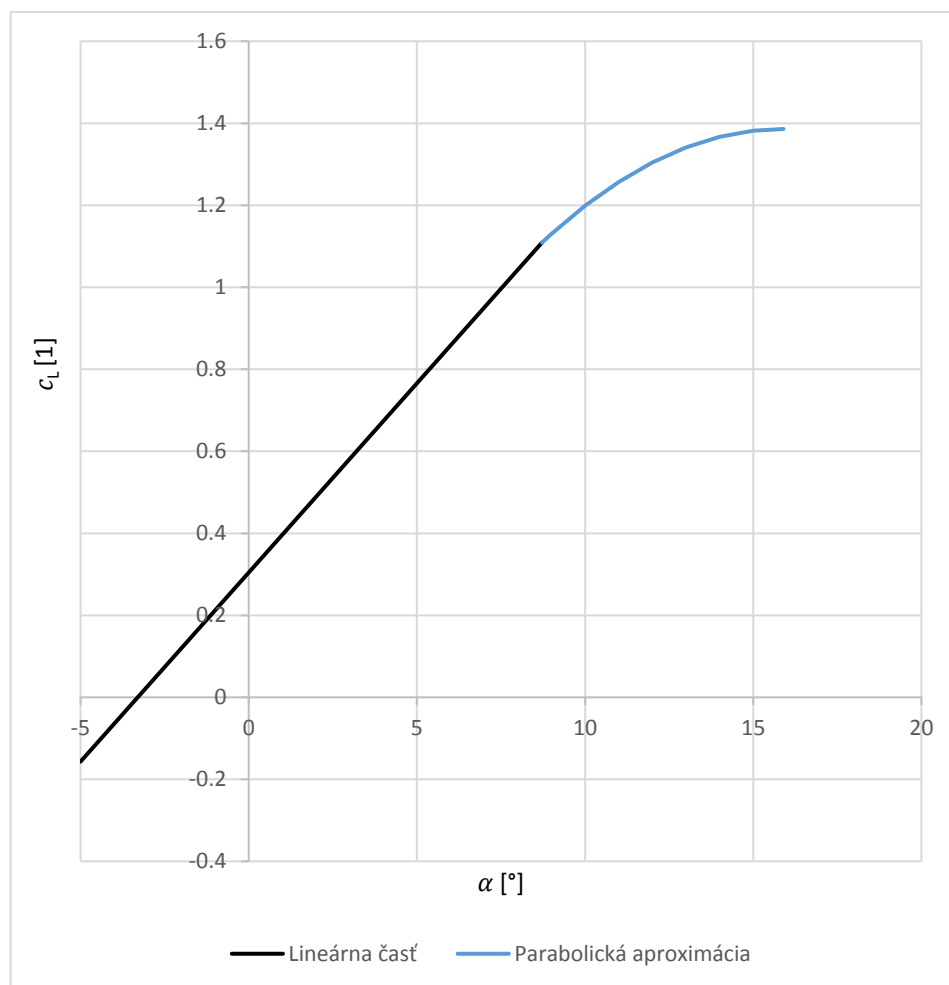
$\alpha_{0,8}$ je uhol nábehu letúna pri súčiniteli vztlaku $0,8C_{Lmax}$ a kritický uhol nábehu α_{krit} bol vypočítaný podľa

$$\alpha_{krit} = \frac{0,8C_{Lmax}57,29587}{a} + \alpha_0 + 3 \quad (7.17)$$

Maximálny súčiniteľ vztlaku letúna C_{Lmax} bol určený z lit. [8], ktorá uvádza, že tento je možno odhadnúť jednoduchým odvodením z maximálneho súčiniteľu vztlaku krídla $C_{Lmax_{kr}}$ ako

$$C_{Lmax} = 0,9C_{Lmax_{kr}} \quad (7.18)$$

Pre prvotný návrh bol tento spôsob výpočtu považovaný za postačujúci.



Obr. 7-4 Vztlaková čiara letúna v závislosti na uhlu nábehu letúna s parabolickou aproximáciou

Tab. 7-4 Hodnoty vztlakovej čiary letúna

| Názov | Označenie | Hodnota | Jednotka |
|---|-----------------|---------|----------|
| Maximálny súčiniteľ vztlaku krídla | $C_{Lmax_{kr}}$ | 1,54 | [1] |
| Maximálny súčiniteľ vztlaku letúna | C_{Lmax} | 1,39 | [1] |
| Sklon vztlakovej čiary letúna | a | 5,29 | [1/rad] |
| Súčiniteľ vztlaku letúna pri nulovom uhle nábehu letúna | C_{L_0} | 0,33 | [1] |
| Uhol nábehu letúna pri nulovom vztlaku | α_0 | -3,3 | [°] |

7.2 AERODYNAMICKÁ ODPOROVÁ POLÁRA LETÚNA

Pri navrhovaní letúnov je odhad odporu jeden z najdôležitejších krokov k posúdeniu vhodnosti návrhu. Ovplyvňuje veľa oblastí, ako napríklad analýzu letových výkonov, vhodnosť voľby pohonnej jednotky, požadovanú kapacitu paliva, atď. V našom návrhu bolo stanovenie odporu letúna predpoklad k výpočtu letových výkonov. K jeho vyjadreniu bol použitý model tzv. odporovej poláry, čo je vyjadrenie závislosti súčiniteľa odporu na súčiniteli vztľaku letúna.

Táto kapitola sa zaoberá odhadom odporovej poláry bez vysunutého vztľakového mechanizmu a podvozku – tzv. aerodynamicky čistá konfigurácia. Vplyv blízkosti zeme bol taktiež zanedbaný.

Odpor letúna sa skladal z troch základných zložiek:

1. **Profilový odpor** spôsobený zložkami tlaku rovnobežnými k dotyčnici trajektórie letu
2. **Trecí odpor** spôsobený kontaktom molekúl s povrchom lietadla
3. **Indukovaný odpor** spôsobený cirkuláciou vzduchu na koncoch krídla, ktorá odkláňa vektor vztľaku smerom dozadu a tým vytvára prídavnú zložku odporu

$$C_D = C_{Do} + C_{Df} + C_{Di} \quad (7.19)$$

C_{Do} – súčiniteľ profilového odporu

C_{Df} – súčiniteľ trecieho odporu

C_{Di} – súčiniteľ indukovaného odporu

Profilový a trecí odpor boli zhrnuté do jednej zložky a bol definovaný súčiniteľ minimálneho odporu $C_{Dmin} = C_{Do} + C_{Df}$.

Celkový súčiniteľ odporu letúna bol vypočítaný podľa tzv. **zjednodušeného kvadratického modelu**.

$$C_D = C_{Dmin} + \frac{C_L^2}{\pi \lambda e} = C_{Dmin} + k C_L^2 \quad (7.20)$$

e – súčiniteľ aerodynamickej účinnosti

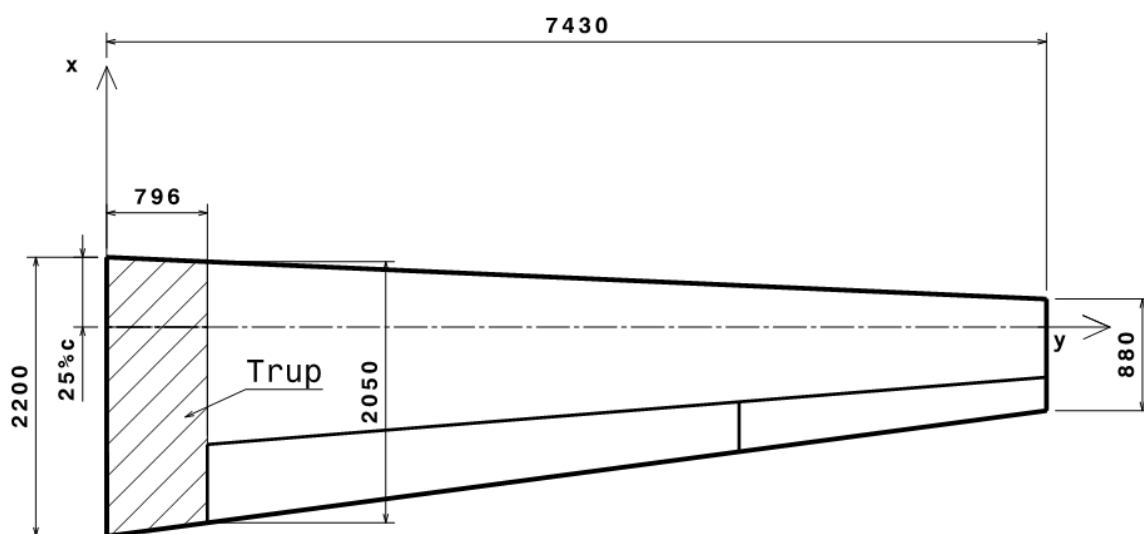
Nevýhodou tohto modelu bolo, že predpokladal minimum odporu pri nulovej hodnote súčiniteľa vztľaku (upravený kvadratický model predpokladá súčiniteľ vztľaku pri minimálnom odpore $C_{L_{minD}} \neq 0$), čím bola znížená pravdepodobnosť, že vypočítané hodnoty sa budú blížiť reálnym. Takýto model bol však postačujúci pri prvotnom odhade a dával dostatočne presné hodnoty odporu pre nižšie súčinitele vztľaku. Pri vyšších hodnotách než $\approx C_{L_{max}}/2$ sa však skutočný súčiniteľ odporu od teoretického výrazne líšil a bolo nutné ho korigovať. [8]

7.2.1 SÚČINITEĽ MINIMÁLNEHO ODPORU

Metodika pre výpočet súčiniteľa minimálneho odporu pochádza z lit. [14]. Základom tejto metódy je sčítanie jednotlivých príspevkov odporu z krídla, trupu, chvostových plôch a iných častí letúna. Cieľom tohto výpočtu je jednoduchosť a každý príspevok v sebe zahŕňa trecí aj profilový odpor.

PRÍSPEVOK KRÍDLA

Ako základ pre výpočet príspevku krídla bola vzatá jeho časť neprekrytá trupom.



Obr. 7-5 Pôdorys krídla s vyznačenou polohou trupu

Príspevok krídla k súčiniteľu minimálneho odporu bol vypočítaný ako

$$\Delta C_{D_{kr}} = R_{KT} R_{LS} c_{f_{kr}} \left[1 + L' \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \frac{S_{wet}}{S} \quad (7.21)$$

R_{KT} – súčiniteľ interferencie krídlo-trup

R_{LS} – súčiniteľ vplyvu šípu spojnice maximálnych hrúbok profilov

$c_{f_{kr}}$ – trecí súčiniteľ krídla

L' – súčiniteľ vzájomného vplyvu maximálnej hrúbky profilu a dĺžky tetivy

t/c – pomerná hrúbka profilu (v c_{SAT} bez trupu)

S – plocha krídla

S_{wet} – omočená plocha krídla bez časti prekrytej trupom, teda celková plocha krídla, na ktorej dochádza k interakcii krídlo-vzduch

Trecí súčiniteľ krídla bol vypočítaný pomocou

$$c_{f_{kr}} = \frac{0,455}{(\log Re)^{2,58}} \quad (7.22)$$

kde ako Reynoldsovo číslo vystupovalo

$$Re = \frac{\rho V c_{SAT}}{\mu} \quad (7.23)$$

c_{SAT} – SAT krídla bez trupu

Tab. 7-5 Výpočet príspevku krídla k súčiniteľu minimálneho odporu

| | | Označenie | Hodnota | Jednotka |
|--------|---|---------------------|--------------------|-------------------|
| VSTUP | Súčiniteľ interferencie krídlo-trup [14] | R_{KT} | 1,06 | [1] |
| | Súčiniteľ vplyvu šípu spojnice maximálnych hrúbok profilov [14] | R_{LS} | 1,08 | [1] |
| | Trecí súčiniteľ krídla | $c_{f_{kr}}$ | 0,00286 | [1] |
| | Súčiniteľ vzájomného vplyvu maximálnej hrúbky profilu a dĺžky tetivy [14] | L' | 2 | [1] |
| | Pomerná hrúbka profilu (v c_{SAT} bez trupu) | t/c | 0,16 | [1] |
| | Plocha krídla | S | 23 | [m ²] |
| | Omočená plocha krídla bez časti prekrytej trupom | S_{wet} | 40 | [m ²] |
| | Reynoldsové číslo | Re | $13,7 \times 10^6$ | [1] |
| VÝSTUP | Príspevok krídla k súčiniteľu minimálneho odporu | $\Delta C_{D_{kr}}$ | 0,011 | [1] |

PRÍSPEVOK TRUPU

Príspevok trupu k súčiniteľu minimálneho odporu bol vypočítaný ako

$$\Delta C_{D_{tr}} = R_{KT} c_{f_{tr}} \left[1 + \frac{60}{\left(\frac{l_{tr}}{D_{tr,e}} \right)^3} + 0,0025 \left(\frac{l_{tr}}{D_{tr,e}} \right) \right] \frac{S_{wet_{tr}}}{S} \quad (7.24)$$

$c_{f_{tr}}$ – trecí súčiniteľ trupu

d_{tr} – ekvivalentný priemer trupu

l_{tr} – dĺžka trupu

$S_{wet_{tr}}$ – omočená plocha trupu

Veličina $D_{tr,e}$ bol ekvivalentný priemer trupu.

$$D_{tr,e} = 2 \sqrt{\frac{S_{tr}}{\pi}} \quad (7.25)$$

Trecí súčiniteľ trupu bol vypočítaný rovnako ako v rov. (7.22), pričom pri výpočte Reynoldsovho čísla bola za charakteristický rozmer považovaná dĺžka trupu l_{tr} .

Tab. 7-6 Výpočet príspevku krídla k súčiniteľu minimálneho odporu

| | | Označenie | Hodnota | Jednotka |
|--------|---|---------------------|-------------------|-------------------|
| VSTUP | Súčiniteľ interferencie krídlo-trup [14] | R_{KT} | 1,06 | [1] |
| | Trecí súčiniteľ trupu | $c_{f_{tr}}$ | 0,0021 | [1] |
| | Dĺžka trupu | L_{tr} | 12 | [m] |
| | Ekvivalentný priemer trupu | $D_{tr,e}$ | 1.75 | [1] |
| | Plocha krídla | S | 23 | [m ²] |
| | Omočená plocha trupu | $S_{wet_{tr}}$ | 58,6 | [m ²] |
| | Reynoldsové číslo | Re | 100×10^6 | [1] |
| VÝSTUP | Príspevok trupu k súčiniteľu minimálneho odporu | $\Delta C_{D_{tr}}$ | 0,009 | [1] |

PRÍSPEVOK VOP

Príspevok VOP k súčiniteľu minimálneho odporu bol vypočítaný ako

$$\Delta C_{D_{VOP}} = R_{LS_{VOP}} c_{f_{VOP}} \left[1 + L' \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \frac{S_{wet_{VOP}}}{S} \quad (7.26)$$

$c_{f_{VOP}}$ – trecí súčiniteľ VOP

$S_{wet,VOP}$ – omočená plocha VOP

t/c – pomerná hrúbka profilu v $c_{SAT_{VOP}}$

Tab. 7-7 Výpočet príspevku VOP k súčiniteľu minimálneho odporu

| | | Označenie | Hodnota | Jednotka |
|--------|---|----------------------|-----------------|-------------------|
| VSTUP | Súčiniteľ vplyvu šípu spojnice maximálnych hrúbok profilov VOP [14] | $R_{LS_{VOP}}$ | 1,08 | [1] |
| | Trecí súčiniteľ VOP | $c_{f_{VOP}}$ | 0,0031 | [1] |
| | Súčiniteľ vzájomného vplyvu maximálnej hrúbky profilu a dĺžky tetivy VOP [14] | L' | 2 | [1] |
| | Pomerná hrúbka profilu v $c_{SAT_{VOP}}$ | t/c | 0,1 | [1] |
| | Plocha krídla | S | 23 | [m ²] |
| | Omočená plocha VOP | $S_{wet_{VOP}}$ | 9 | [m ²] |
| | Reynoldsové číslo | Re | 8×10^6 | [1] |
| VÝSTUP | Príspevok VOP k súčiniteľu minimálneho odporu | $\Delta C_{D_{VOP}}$ | 0,004 | [1] |

PRÍSPEVOK SOP

Príspevok SOP k súčiniteľu minimálneho odporu bol vypočítaný ako

$$\Delta C_{D_{SOP}} = R_{LS_{SOP}} c_{f_{SOP}} \left[1 + L' \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \frac{S_{wet_{SOP}}}{S} \quad (7.27)$$

$c_{f_{SOP}}$ – trecí súčiniteľ SOP

$S_{wet,SOP}$ – omočená plocha SOP

t/c – pomerná hrúbka profilu v $c_{SAT_{SOP}}$

Tab. 7-8 Výpočet príspevku SOP k súčiniteľu minimálneho odporu

| | | Označenie | Hodnota | Jednotka |
|--------|---|----------------------|------------------|-------------------|
| VSTUP | Súčiniteľ vplyvu šípu spojnice maximálnych hrúbok profilov SOP [14] | $R_{LS_{SOP}}$ | 1,08 | [1] |
| | Trecí súčiniteľ SOP | $c_{f_{SOP}}$ | 0,0028 | [1] |
| | Súčiniteľ vzájomného vplyvu maximálnej hrúbky profilu a dĺžky tetivy SOP [14] | L' | 2 | [1] |
| | Pomerná hrúbka profilu v $c_{SAT_{VOP}}$ | t/c | 0,12 | [1] |
| | Plocha krídla | S | 23 | [m ²] |
| | Omočená plocha krídla SOP | $S_{wet_{SOP}}$ | 8,3 | [m ²] |
| | Reynoldsové číslo | Re | 14×10^6 | [1] |
| VÝSTUP | Príspevok VOP k súčiniteľu minimálneho odporu | $\Delta C_{D_{SOP}}$ | 0,004 | [1] |

PRÍSPEVOK PODVOZKOVÝCH GONDOL

Príspevok podvozkových gondol k súčiniteľu minimálneho odporu bol vypočítaný ako

$$\Delta C_{D_{gon}} = c_{f_{gon}} \left[1 + \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \frac{S_{wet_{gon}}}{S} \quad (7.28)$$

$c_{f_{gon}}$ – trecí súčiniteľ gondol

$S_{wet_{gon}}$ – omočená plocha gondol

t/c – pomerná hrúbka gondoly

Tab. 7-9 Výpočet príspevku gondol k súčiniteľu minimálneho odporu

| | | Označenie | Hodnota | Jednotka |
|--------|---|----------------------|------------------|-------------------|
| VSTUP | Trecí súčiniteľ gondol | $c_{f_{gon}}$ | 0,0029 | [1] |
| | Pomerná hrúbka gondoly | t/c | 0,3 | [1] |
| | Plocha krídla | S | 23 | [m ²] |
| | Omočená plocha krídla gondol | $S_{wet_{gon}}$ | 7 | [m ²] |
| | Reynoldsové číslo | Re | 13×10^6 | [1] |
| VÝSTUP | Príspevok podvozkových gondol k súčiniteľu minimálneho odporu | $\Delta C_{D_{gon}}$ | 0,0025 | [1] |

CELKOVÝ SÚČINITEĽ MINIMÁLNEHO ODPORU

Tab. 7-10 Jednotlivé príspevky k celkovému súčiniteľu minimálneho odporu

| Typ príspevku | Označenie | Hodnota | Jednotka |
|------------------------------|----------------------|---------|----------|
| Krídlo | $\Delta C_{D_{kr}}$ | 0,011 | [1] |
| Trup | $\Delta C_{D_{tr}}$ | 0,009 | [1] |
| VOP | $\Delta C_{D_{VOP}}$ | 0,004 | [1] |
| SOP | $\Delta C_{D_{SOP}}$ | 0,004 | [1] |
| Podvozkové gondoly | $\Delta C_{D_{gon}}$ | 0,0025 | [1] |
| Súčiniteľ minimálneho odporu | c_{Dmin} | 0,031 | [1] |

Nakoľko je výpočet odporu veľmi komplikovaná záležitosť a k odchýlkam výpočtu oproti realite dochádza často aj pri omnoho sofistikovanejších metódach, s použitím Navier-Stokesových rovníc a vyspelej počítačovej technológie [8], bola použitá metóda považovaná za postačujúcu pre prvotný odhad. Spoľahlivé hodnoty bude možno obdržať tunelovým meraním. Pre overenie vypočítaného minimálneho súčiniteľa odporu bolo v Tab. 7-13 uvedené porovnanie s inými jednomotorovými letúnmi všeobecného letectva s podobnými štíhlosťami ako má navrhovaný letún.

7.2.2 INDUKOVANÝ ODPOR

Indukovaný odpor krídla bol použitím zjednodušeného kvadratického modelu vypočítaný z rovnice

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \lambda e} = k C_L \quad (7.29)$$

Aerodynamická účinnosť e vyjadrovala tri hlavné vplyvy na zvýšenie odporu: [4]

1. Vplyv neeliptického rozloženia vztlaku po krídle
2. Prírastok odporu spôsobený vyvažovacou výchylkou výškového kormidla
3. Odpor v dôsledku zmeny uhlu nábehu

Jednou z možností ako určiť tento koeficient bol numerický výpočet. Metóda, ktorú bolo pritom možno použiť, bola metóda odvodená na základe teórie vyvinutej Ludwigom Prandtlom (1875-1953) zvaná „Lifting Line“. Teoretické pozadie tejto metódy nie je predmetom tejto správy. Jej podstata je nájdenie koeficientu indukovaného odporu δ pomocou software schopného riešiť sústavu lineárnych rovníc v maticovom tvare. Závislosť na e sa potom vyjadrila ako

$$e = \frac{1}{1 + \delta} \quad (7.30)$$

Literatúra [8] uvádza kód naprogramovaného skriptu pre výpočet tohto koeficientu v programe Visual Basic a do prílohy 3 bol umiestnený graf závislosti δ na štíhlosti a zúžení krídla zostavený touto metódou.

Tab. 7-11 Aerodynamická účinnosť vypočítaná numerickou metódou „Lifting-Line“ - Príloha 3

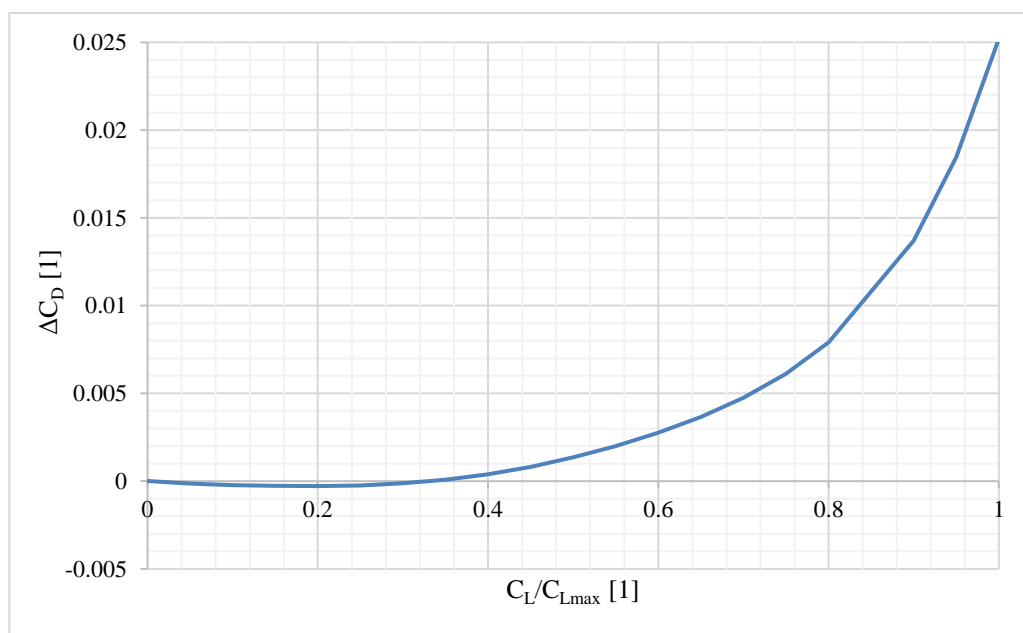
| | | Označenie | Hodnota | Jednotka |
|--------|---------------------------------|-----------|---------|----------|
| VSTUP | Štíhlosť krídla | λ | 9,6 | [1] |
| | Zúženie | η | 2,5 | [1] |
| VÝSTUP | Koeficientu indukovaného odporu | δ | 0,02 | [1] |
| | Aerodynamická účinnosť | e | 0,98 | [1] |

7.2.3 OPRAVA PRE VYŠŠIE HODNOTY SÚČiniteĽU VZTLAKU

Zjednodušený kvadratický model dával dostatočne presné hodnoty súčiniteĽu odporu pre súčiniteĽ vztlaku letúna menší než $\approx C_{Lmax}/2$. [8] Pre vyššie hodnoty bola vykonaná oprava súčiniteĽu odporu o opravný súčiniteĽ

$$\Delta C_D = f(C_L) \quad (7.31)$$

Jeho hodnoty uvádza zdroj [11]. Veľkosť ΔC_D v závislosti na C_L/C_{Lmax} je zobrazená na Obr. 7-6.

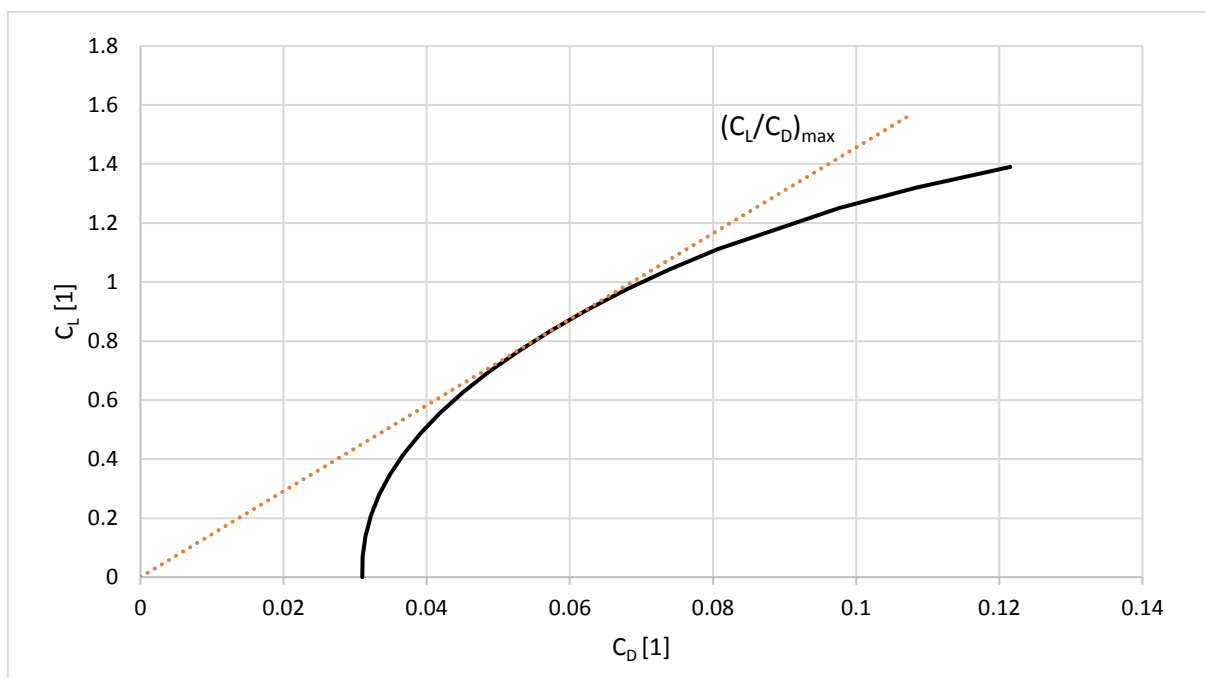


Obr. 7-6 Závislosť opravného súčiniteĽa ΔC_D na C_L/C_{Lmax} [11]

Vzťah pre opravenú analytický poláru letúna možno zapísať ako

$$C_D = C_{Dmin} + kC_L + \Delta C_D \quad (7.32)$$

7.2.4 POLÁRA LETÚNA

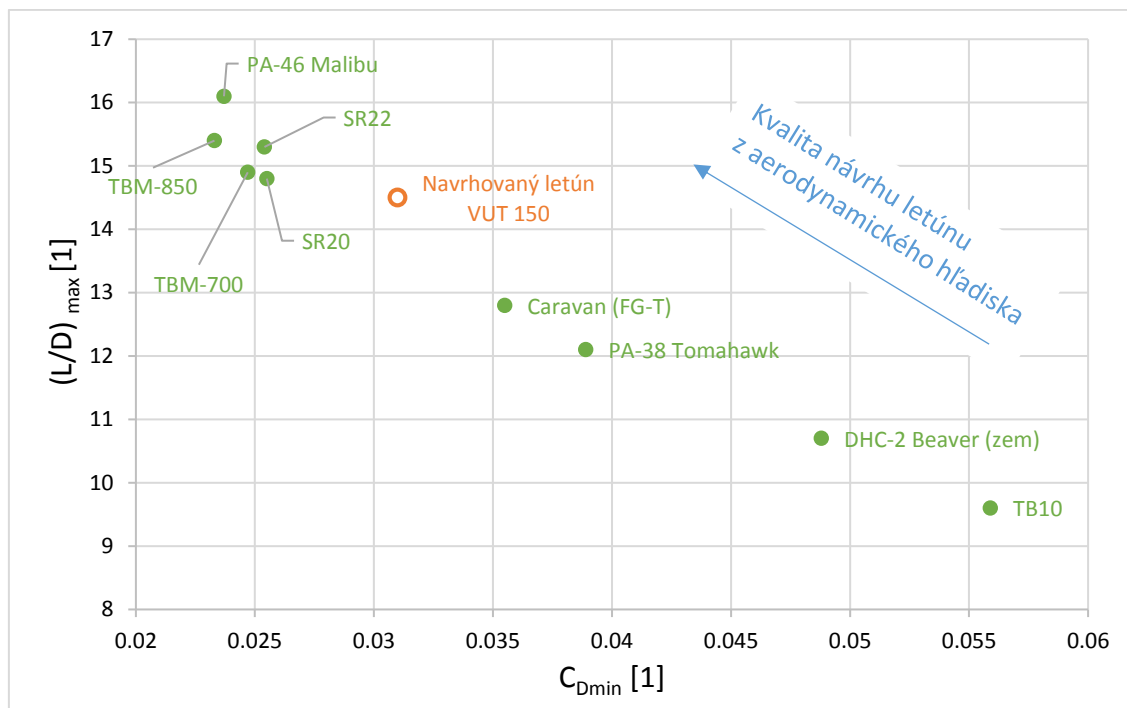


Obr. 7-7 Polára navrhovaného letúna

Tab. 7-12 Hodnoty poláry letúna

| | Označenie | Hodnota | Jednotka |
|------------------------------|---------------|---------|----------|
| Maximálna klzavosť | $(L/D)_{max}$ | 14,5 | [1] |
| Súčiniteľ minimálneho odporu | C_{Dmin} | 0,031 | [1] |
| | k | 0,034 | [1] |

Pre porovnanie vypočítaných hodnôt s hodnotami nameranými na reálnych letúnoch s podobnou štihlosťou $\lambda \approx 9,6$ boli vytvorené Obr. 7-8 a Tab. 7-13.



Obr. 7-8 Porovnanie C_{Dmin} a $(L/D)_{max}$ navrhovaného letúna s inými letúnmi podobnej štihlosti

Tab. 7-13 Prehľad odporových charakteristík jednomotorových letúnov s $\lambda \approx 9,6$

| Výrobca | Model | λ [1] | C_{Dmin} [1] | $(L/D)_{max}$ [1] |
|------------------------|--------------------|------------------|-------------------|----------------------|
| Cessna | Caravan (FG-T) | 9.71 | 0.0355 | 12.8 |
| Cirrus | SR20 | 9.16 | 0.0255 | 14.8 |
| Cirrus | SR22 | 10 | 0.0254 | 15.3 |
| De Havilland of Canada | DHC-2 Beaver (zem) | 9.22 | 0.0488 | 10.7 |
| Piper | PA-38 Tomahawk | 9.27 | 0.0389 | 12.1 |
| Piper | PA-46 Malibu | 10.57 | 0.0237 | 16.1 |
| Socata | TB10 | 8.22 | 0.0559 | 9.6 |
| Socata | TBM-700 | 8.93 | 0.0247 | 14.9 |
| Socata | TBM-850 | 8.93 | 0.0233 | 15.4 |
| | VUT 150 Adelka | 9.6 | 0.031 | 14.5 |

8. POZDĹŽNA STATICKÁ STABILITA

Statická stabilita je schopnosť letúna po poruche rovnovážneho režimu letu vyvolať vratné momenty smerujúce k obnove pôvodného režimu letu. Pozdĺžna statická stabilita sa týkala zaistenia stability letúna s jedným stupňom voľnosti a to rotáciou okolo jeho bočnej osy.

Hlavnou motiváciou k výpočtu pozdĺžnej stability bolo navrhnutie mohutnosti vodorovných chvostových plôch tak, aby sa statická zásoba stability s pevným riadením pohybovala v rozmedzí 10% až 15% za zadnou polohou centráže. [6] Bol to krok k stanoveniu potrebnej mohutnosti VOP.

Základnou úlohou pri stanovení statickej zásoby stability bolo nájsť pomernej polohy aerodynamického stredy (AS) letúna. Metodika uvedená v tejto kapitole pochádza z lit. [6]

8.1 AERODYNAMICKÝ STRED KRÍDLO-TRUP

Ako základ pre výpočet AS krídlo-trupu \bar{x}_{AKT} bola najprv stanovená pomerná poloha aerodynamického stredy samotného krídla \bar{x}_{AK} . K nej bol potom pripočítaný vplyv trupu, ktorý bol považovaný za nevztlakové teleso.

$$\bar{x}_{AKT} = \bar{x}_{AK} + \Delta\bar{x}_{ATR} \quad (8.1)$$

Pomerná poloha aerodynamického stredy krídla bola predpokladaná $\bar{x}_{AK} = 0,25$. Príspevok od trupu bol určený podľa vzorca

$$\Delta\bar{x}_{ATR} = -K_{ATR} \frac{b_{TR}c_0^2}{Sc_{SAT}} \quad (8.2)$$

Bezrozmerný faktor K_{ATR} vyjadroval vplyv trupu na polohu AS a bol odčítaný z diagramu v prílohe 5. Nakoľko je navrhovaný letún hornoplošník, bola zavedená korekcia a faktor bol znížený o 5%. [6] Ostatné veličiny sú aj s ich názvami uvedené v Tab. 8-1.

Tab. 8-1 Výpočet pomernej polohy AS krídlo-trupu

| | | Označenie | Hodnota | Jednotka |
|--------|--------------------------------------|-----------------------|---------|----------|
| VSTUP | | K_{ATR} | 0,684 | [1] |
| | Maximálna šírka trupu | b_{TR} | 1,591 | [m] |
| | Hĺbka koreňového profilu | c_0 | 2,2 | [m] |
| | Stredná aerodynamická tetiva krídla | c_{SAT} | 1,634 | [m] |
| VÝSTUP | Pomerná poloha AS krídla | \bar{x}_{AK} | 0,25 | [1] |
| | Príspevok od trupu k \bar{x}_{AKT} | $\Delta\bar{x}_{ATR}$ | -0,13 | [1] |
| | Pomerná poloha AS krídlo-trupu | \bar{x}_{AKT} | 0,12 | [1] |

8.2 PRÍSPEVOK VOP K POSUNU AS LETÚNA

Príspevok VOP k posunu AS letúna bol vypočítaný podľa rovnice

$$\Delta \bar{x}_{A_{VOP}} = \frac{a_{VOP}}{a} k_{VOP} A_{VOP} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right), \quad (8.3)$$

kde člen $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ bol určený pomocou približného vzťahu v kap. 7.1.2 rov. (7.9). Koeficient zníženia kinetického tlaku VOP k_{VOP} bol znova predpokladaný $k_{VOP} \cong 0,95$. A_{VOP} bola mohutnosť VOP

$$A_{VOP} = \frac{S_{VOP} L_{VOP}}{S c_{SAT}} \quad (8.4)$$

s ramenom l_{VOP} definovaným ako

$$l_{VOP} = l_{VOP,0,25} + (0,25 - \bar{x}_{AKT}) c_{SAT}, \quad (8.5)$$

kde $l_{VOP,0,25}$ bola vzdialenosť medzi štvrtinovými bodmi stredných aerodynamických tetív krídla a VOP a vychádzala z geometrie letúna. Mohutnosť bola volená tak, aby dochádzalo k dostatočne veľkej zásobe pozdĺžnej stability s pevným riadením.

Tab. 8-2 Výpočet príspevku VOP k posunu polohy AS krídlo-trup

| | | Označenie | Hodnota | Jednotka |
|--------|---|--|---------|----------|
| VSTUP | Sklon vztlakovej čiary letúna | a | 5,25 | [1/rad] |
| | Sklon vztlakovej čiary VOP | a_{VOP} | 4,1 | [1/rad] |
| | Rameno VOP | l_{VOP} | 7,38 | [m] |
| | Mohutnosť VOP | A_{VOP} | 0,88 | [1] |
| | Koeficient zníženia kinetického tlaku VOP | k_{VOP} | 0,95 | [1] |
| | Derivácia zošikmenia prúdu v mieste VOP | $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ | 0,56 | [1] |
| | Stredná aerodynamická tetiva krídla | c_{SAT} | 1,634 | [m] |
| VÝSTUP | Príspevok VOP k posunu AS letúna | $\Delta \bar{x}_{A_{VOP}}$ | 0,297 | [1] |

8.3 POLOHA AS LETÚNA S PEVNÝM RIADENÍM

Výsledná poloha AS stredú s pevným riadením sa vypočítala ako

$$\bar{x}_A = \bar{x}_{AKT} + \Delta \bar{x}_{A_{VOP}} = 0,42 \quad (8.6)$$

8.4 STATICKÁ ZÁSoba

Statická zásoba s pevným riadením bola definovaná ako pomerná vzdialenosť aerodynamického stredu letúna od najzadnejšej polohy centráže

$$\sigma_A = \bar{x}_A - \bar{x}_T = 0,42 - 0,31 = 0,11 \quad (8.7)$$

a jej hodnota 11% spadala do požadovaného intervalu 10% až 15% za zadnou polohou centráže. Mohutnosť VOP, ktorá tejto statickej zásobe zodpovedala bola

$$A_{VOP} = 0,88 \quad (8.8)$$

9. LETOVÉ VÝKONY

Výpočet letových výkonov v tejto kapitole bol vykonaný podľa metodiky uvedenej v lit. [5]

9.1 HORIZONTÁLNY LET

Za horizontálny let bol považovaný priamočiary let v konštantnej výške nad povrchom Zeme. Pre výpočet výkonov v tejto kapitole boli vzaté nasledovné predpoklady:

- Ustálený horizontálny let – výsledná zrýchľujúca sila bola nulová.
- Bežný cestovný režim horizontálneho letu – uhol nábehu α pokladaný za malý uhol.
- Smer vektoru ťahu bol rovnobežný s vektorom rýchlosti letu – uhol nastavenia vektoru ťahu φ_F nulový

9.1.1 ZÁKLADNÉ ROVNICE ROVNOVÁHY

Základné rovnice rovnováhy po aplikácii predpokladov sú

$$F - D = 0 \quad (9.1)$$

$$G - L = 0 \quad (9.2)$$

F – Ťahová sila (ťah)

D – Odporová sila (odpor)

L – Vztlačková sila (vztlak)

G – Ťažová sila

Pre ne platia tieto základné vzťahy

$$F = D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (9.3)$$

$$G = L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (9.4)$$

9.1.2 POTREBNÝ ŤAH A VÝKON

Potrebný ťah pre pohon letúna bol rovný odporu. Základná rovnica pre potrebný ťah

$$F_P = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (9.5)$$

Súčiniteľ odporu C_D bol určený pomocou analytickej poláry v kap. 7.2., u ktorej bola vykonaná aproximácia pre vysoké hodnoty súčiniteľa vztlaku. Hodnoty potrebného ťahu a výkonu boli vďaka tejto aproximácii pri rýchlostiach blízkyh pádovým rýchlostiam na diagramoch, uvedených nižšie, zobrazené presnejšie.

Potrebný výkon bol potom vypočítaný ako

$$P_P = F_P V \quad (9.6)$$

9.1.3 REŽIM MINIMÁLNEHO ODPORU

Je to režim v ktorom má letún najmenší aerodynamický odpor. V úvode bol pre ustálený horizontálny let odpor položený rovný ťahu a preto je tento režim možno volať aj režim minimálneho potrebného ťahu F_{Pmin} .

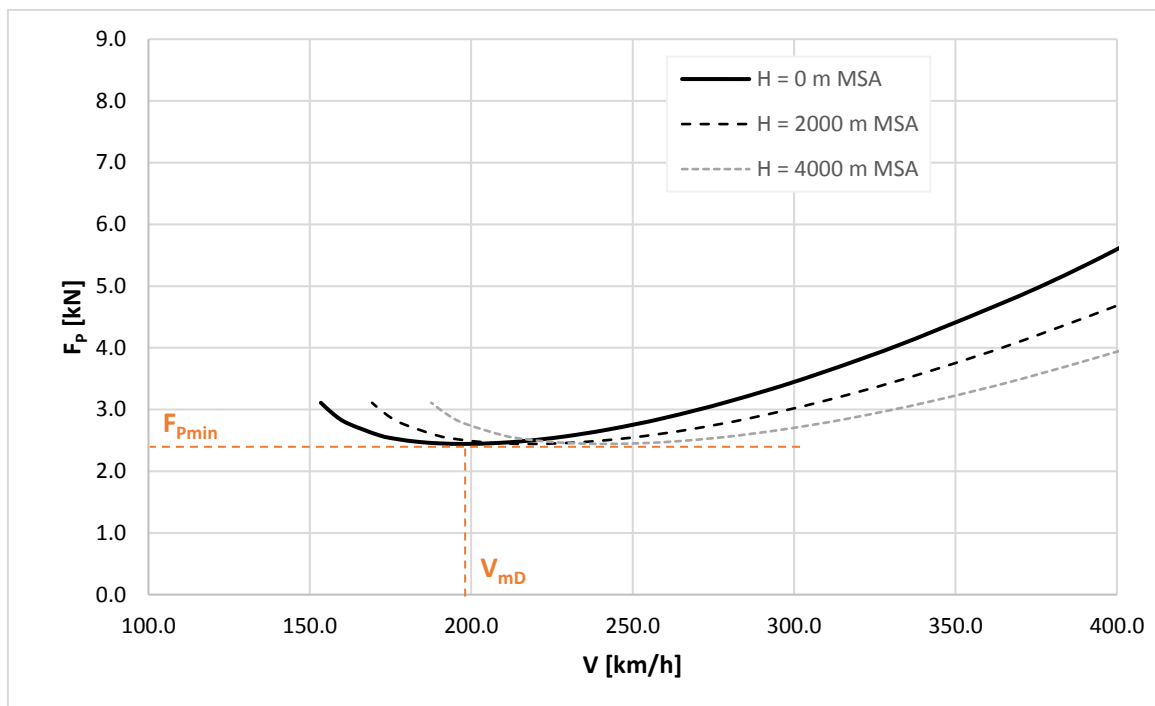
Potrebný ťah je možno vyjadriť ako

$$F_P = \frac{C_D}{C_L} G, \quad (9.7)$$

pričom pre danú tiažovú silu bude mať najmenší potrebný ťah

$$F_{Pmin} = \left(\frac{C_D}{C_L} \right)_{min} G = \frac{1}{K_{max}} G \quad (9.8)$$

Príslušnému súčiniteľu vztlaku potom odpovedá rýchlosť letu pri minimálnom odpore V_{mD} . Táto je spolu s minimálnym potrebným ťahom (minimálnym odporom) vyznačená na Obr. 9-1, ktorý ukazuje závislosť potrebného ťahu na rýchlosti letu. Najmenší potrebný ťah F_{Pmin} sa z rastúcou výškou nemení. Príslušná rýchlosť V_{mD} s rastúcou výškou rastie.



Obr. 9-1 Krivka potrebného ťahu pre 0 m MSA s vyznačením režimu minimálneho odporu

Tab. 9-1 Tabuľka rýchlostí letu minimálneho odporu V_{mD}

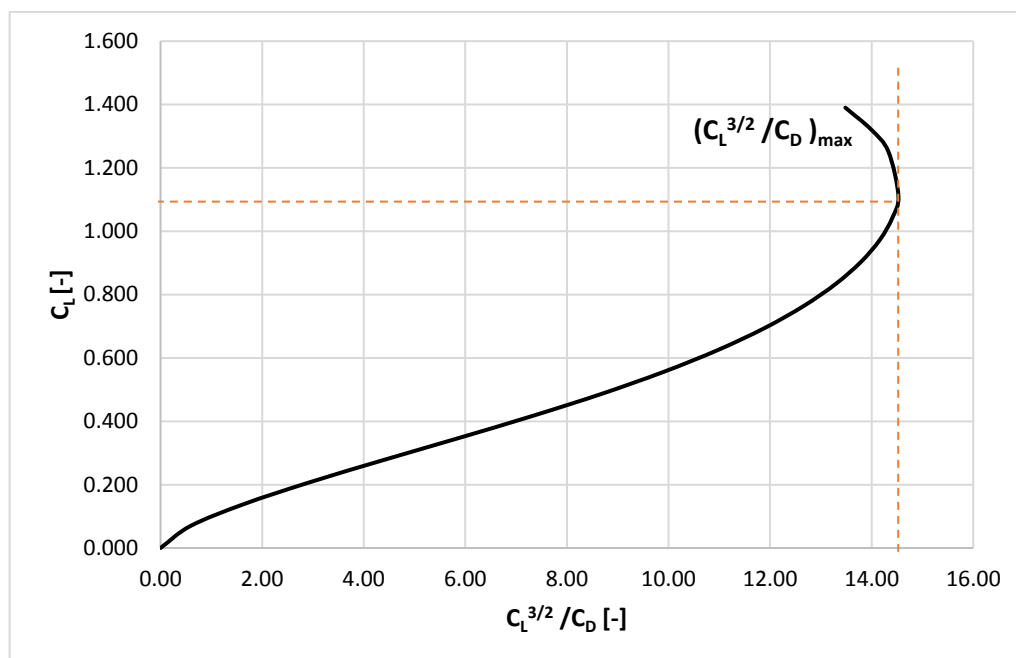
| H [m] | V_{mD} [km/h] |
|------------|--------------------|
| 0 | 198 |
| 1000 | 208 |
| 2000 | 219 |
| 3000 | 230 |
| 4000 | 242 |

9.1.4 REŽIM MINIMÁLNEHO POTREBNÉHO VÝKONU

Režim minimálneho potrebného výkonu je režim, pri ktorom k prekonaniu odporu je potrebný najmenší výkon, zvaný minimálny potrebný výkon P_{Pmin} . Ten je možno vyjadriť ako

$$P_{Pmin} = \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right)_{min} \sqrt{\frac{2G^3}{\rho S}} \quad (9.9)$$

Minimálnu hodnotu $(C_D/C_L^{\frac{3}{2}})_{min}$, respektíve maximálnu hodnotu $(C_L^{3/2}/C_D)_{max}$ bolo možno použiť na získanie príslušného koeficientu vztlaku C_L pomocou Obr. 9-2.

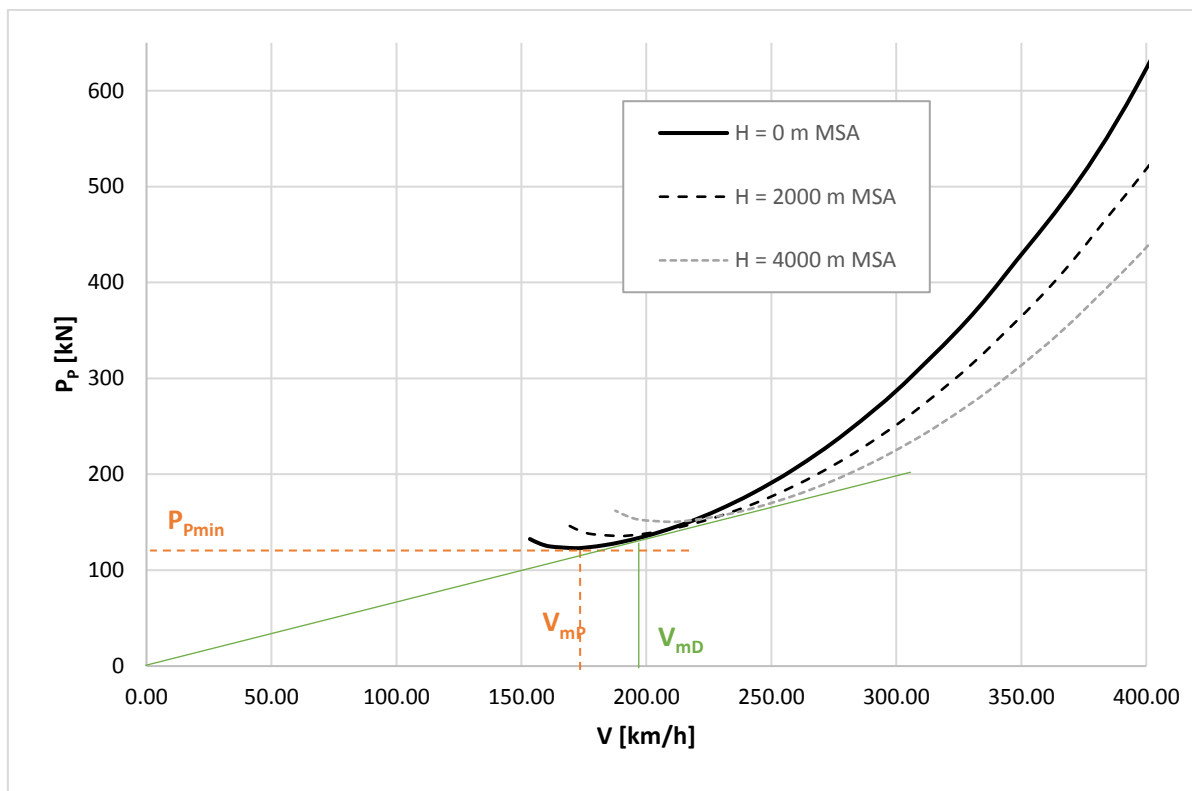


Obr. 9-2 Závislosť $C_L^{3/2}/C_D$ na C_D

Obr. 9-3 ukazuje závislosť potrebného výkonu na rýchlosti letu. Na krivke je vyznačený režim minimálneho potrebného výkonu pri rýchlosti V_{mP} a vďaka vzájomnému pomeru

$$F_{Pmin} = \left(\frac{P_P}{V} \right)_{min}, \quad (9.10)$$

ktorý zodpovedá tangensu uhlu dotyčnice vedenej z počiatku ku krivke potrebného výkonu, bol nájdený v dotykovom bode režim minimálneho odporu s rýchlosťou V_{mD} (na grafe určený pre výšku 0 m MSA). S rastúcou výškou sa rýchlosť letu aj minimálny potrebný výkon zvyšujú v konštantnom pomere.



Obr. 9-3 Krivka potrebného výkonu s vyznačením režimu minimálneho potrebného výkonu a rýchlosti minimálneho odporu

Tab. 9-2 Tabuľka rýchlostí letu minimálneho potrebného výkonu V_{mP}

| H [m] | V_{mP} [km/h] |
|------------|--------------------|
| 0 | 172 |
| 1000 | 180 |
| 2000 | 189 |
| 3000 | 199 |
| 4000 | 210 |

9.1.5 VYUŽITELNÝ VÝKON

Využitelný výkon motora je daný pohonnou jednotkou a vrtulou. Na výstupnej hriadieli sa nachádza výkon motoru P_M . Tento je prenášaný na vrtuľu, kde sa časť z neho spotrebuje na prekonanie odporu listov vrtule, urýchľovanie a skrúcovanie prúdu vzduchu za vrtulou. Výsledný výkon sa potom nazýva využitelný výkon P_V . Ten bol vyjadrený ako

$$P_V = F_V V = \eta_{vrt} P_M \quad (9.11)$$

η_{vrt} je účinnosť vrtule. Táto charakteristika je závislá na rýchlosti letu. Výrobca vrtule pre navrhovaný letún, Avia Propeller, odmietol poskytnúť charakteristiku vrtule AV-725 pre účely tejto diplomovej práce. Miesto toho bola pre prvý odhad výkonov letúna použitá charakteristika 5 listej vrtule V 509 S-22 s priemerom 2,3 m, ktorá bola v minulosti používaná na letúnoch L 410. [16] Táto bola umiestnená do prílohy 6.

Využitelný výkon F_V v závislosti na rýchlosti a výške bol aproximovaný podľa vzťahov daných lit. [8]. Pre jeho výpočet bola zavedená veličina θ_0 , teda teplotný pomer celkovej teploty T_c a statickej teploty T_0 pre $H = 0$ MSA

$$\theta_0 = \frac{T_c}{T_0} = \frac{T}{T_0} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right) \quad (9.12)$$

Tlakový pomer celkového tlaku p_c a statického tlaku p_0 pre $H = 0$ MSA.

$$\delta_0 = \frac{p_c}{p_0} = \frac{p}{p_0} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (9.13)$$

Veličina TR (throttle ratio), je charakteristikou daného motora a vyjadruje pomer celkovej a statickej teploty, pri ktorej pohonná jednotka pracuje s najväčšou efektivitou. Výrobca GE H85 túto veličinu taktiež neposkytol a bolo predpokladané $TR = 1,03$ ($M=0,4$ a $H=0$ m MSA)

Potom, pre $M > 0,1$ a $\theta_0 < TR$

$$F = F_{SL} \delta_0 [1 - 0,96(M - 0,1)^{0,25}] \quad (9.14)$$

a pre $M > 0,1$ a $\theta_0 > TR$

$$F = F_{SL} \delta_0 \left[1 - 0,96(M - 0,1)^{0,25} - \frac{3(\theta_0 - TR)}{8,13(M - 0,1)} \right] \quad (9.15)$$

F_{SL} je ťah produkovaný pohonnou jednotkou vo výške 0 m MSA a nulovej rýchlosti. Pre pohonnú jednotku M 601 E (Príloha 6) s maximálnym trvalým výkonom 490 kW je táto hodnota 10 600 N. Pri predpoklade lineárneho nárastu ťahu s výkonom by PJ GE H85 mala približne $F_{SL} \cong 13\,500$ N.

Výkon na hriadelí motora bol potom určený ako

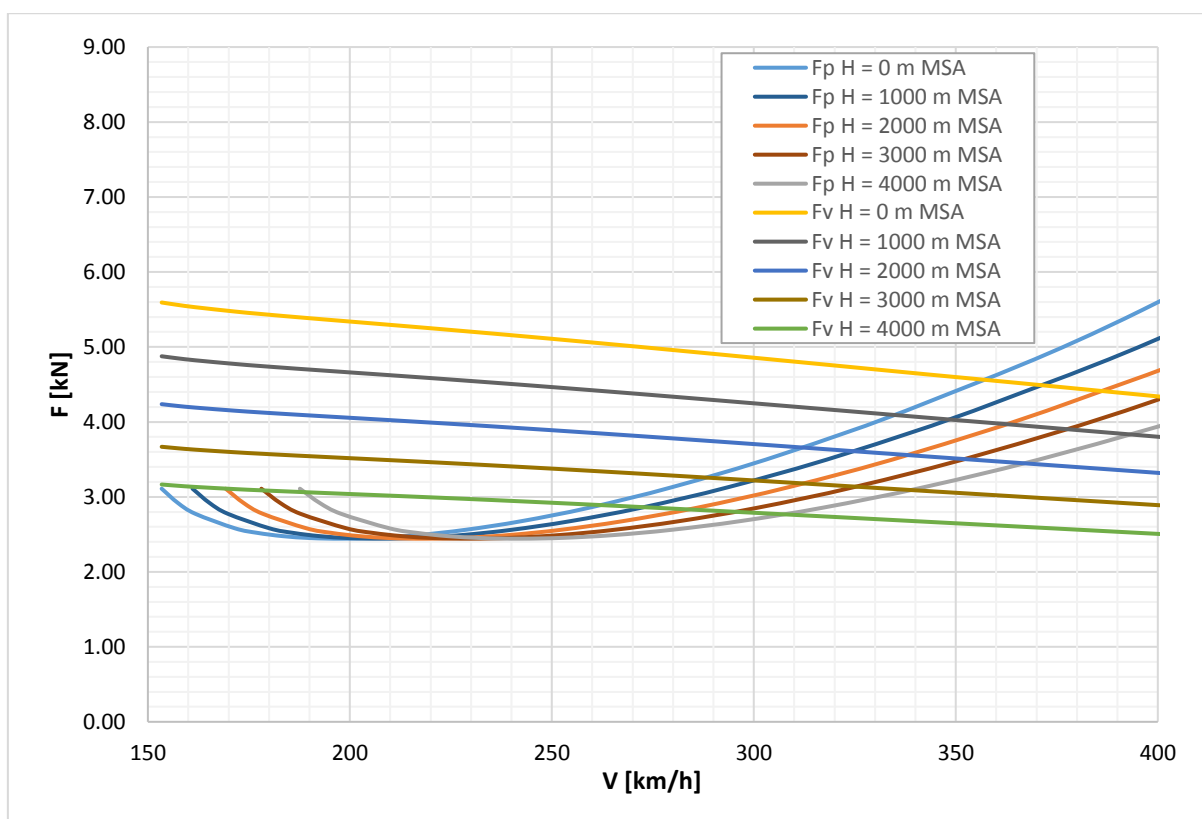
$$P_M = FV \quad (9.16)$$

a využitelný výkon

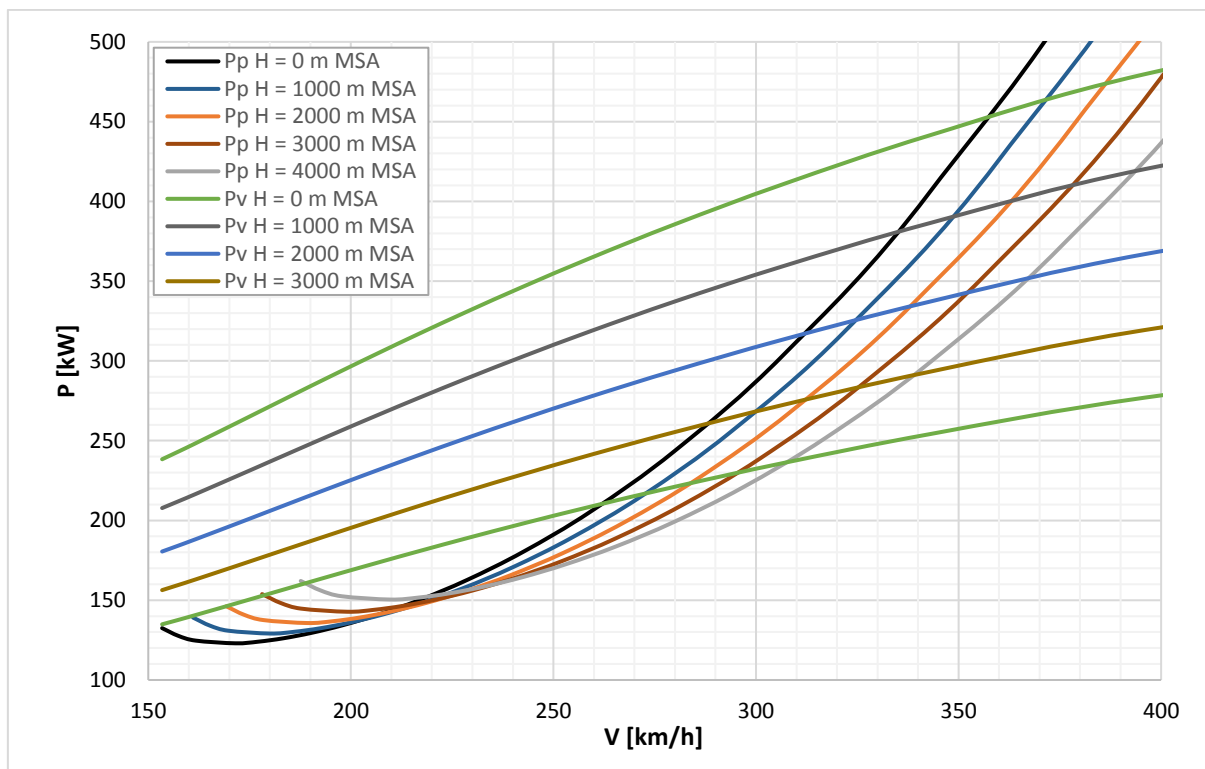
$$P_V = \eta_{vrt} P_M. \quad (9.17)$$

Na báze týchto výpočtov boli určené krivky využitelného výkonu.

9.1.6 KRIVKY ŤAHU A VÝKONU



Obr. 9-4 Krivky potrebného ťahu F_p a využitelného ťahu F_v



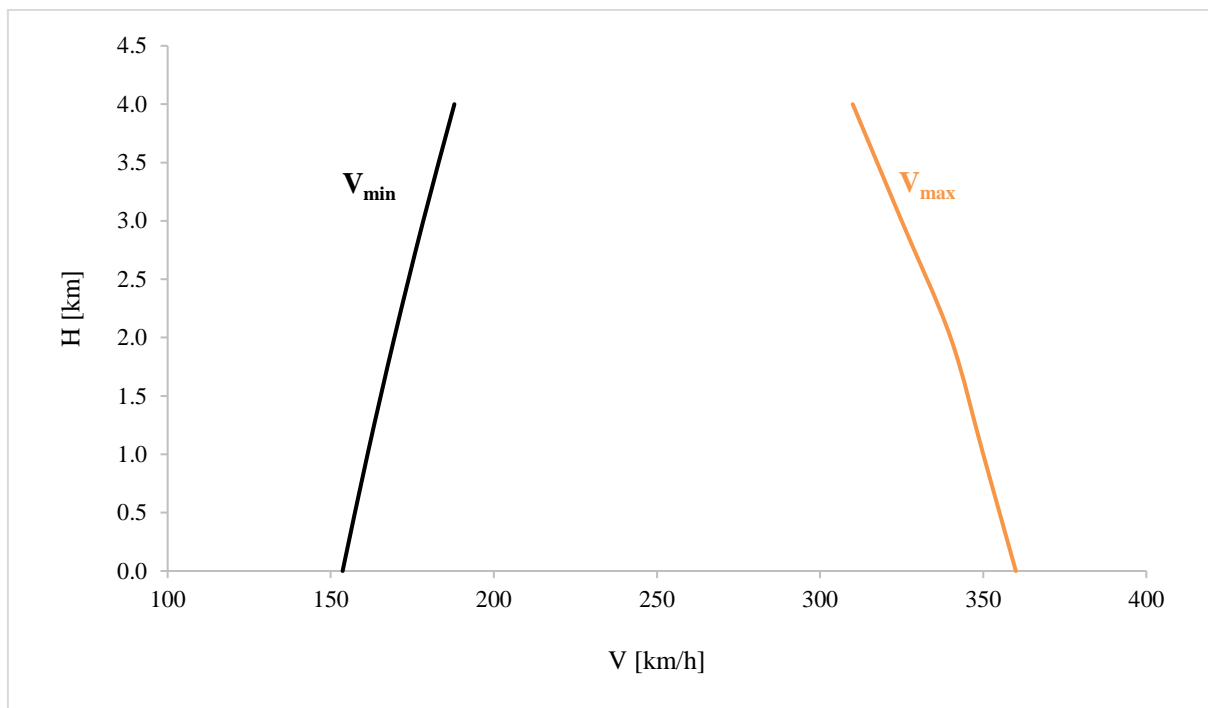
Obr. 9-5 Krivky potrebného výkonu P_p a využiteľného výkonu P_v

9.1.7 HRANIČNÉ RÝCHLOSTI HORIZONTÁLNEHO LETU

Obr. 9-5 Zobrazuje krivky potrebného a využiteľného výkonu. Horná hranica V_{max} obmedzenia rýchlosti letu bola daná priesečníkom kriviek využiteľného a potrebného ťahu. Dolná hranica V_{min} bola daná pádovou rýchlosťou V_s , alebo priesečníkom, v prípade, že minimálna rýchlosť daná priesečníkom kriviek bola vyššia než pádová. Rovnaké výsledky dávajú aj krivky potrebného a využiteľného ťahu na Obr. 9-4. Rýchlosti boli vyšetřované do výšky teoretického dostupu 4000 m MSA. Maximálny súčiniteľ vztlaku letúna $C_{L_{max}} = 1,39$.

Tab. 9-3 Tabuľka minimálnych a maximálnych rýchlostí

| H [m] | V_s [km/h] | V_{min} [km/h] | V_{max} [km/h] |
|------------|-----------------|---------------------|---------------------|
| 0 | 154 | 154 | 360 |
| 1000 | 161 | 161 | 350 |
| 2000 | 170 | 170 | 340 |
| 3000 | 178 | 178 | 325 |
| 4000 | 188 | 190 | 310 |



Obr. 9-6 Hraničné rýchlosti horizontálneho letu

9.2 STÚPAVÝ LET

Táto kapitola sa zaoberá ustáleným priamočiarym stúpavým letom vo vertikálnej rovine, bez vybočenia, s konštantnou rýchlosťou $V = \text{konšt.}$ Má kladný pozdĺžny sklon dráhy letu zvaný uhol stúpania γ . Predpokladajú sa malé uhly nábehu a vektor ťahu rovnobežný s pozdĺžnou osou letúna.

Základné rovnice rovnováhy sú

$$F - D - G \sin \gamma = 0 \quad (9.18)$$

$$-L + G \cos \gamma = 0 \quad (9.19)$$

9.2.1 RÝCHLOSŤ STÚPANIA

Pri predpoklade celkového odporu letúna rovnakého ako pri horizontálnom lete, môžeme definovať rýchlosť stúpania w ako

$$w = \frac{\Delta P}{G} \quad (9.20)$$

Prebytok ťahu ΔP sa mení s rýchlosťou a výškou. Pre danú výšku možno určiť maximálnu stúpaciu rýchlosť w_{max} z maximálneho prebytku ťahu ΔP_{max} ako

$$w_{max} = \frac{\Delta P_{max}}{G} \quad (9.21)$$

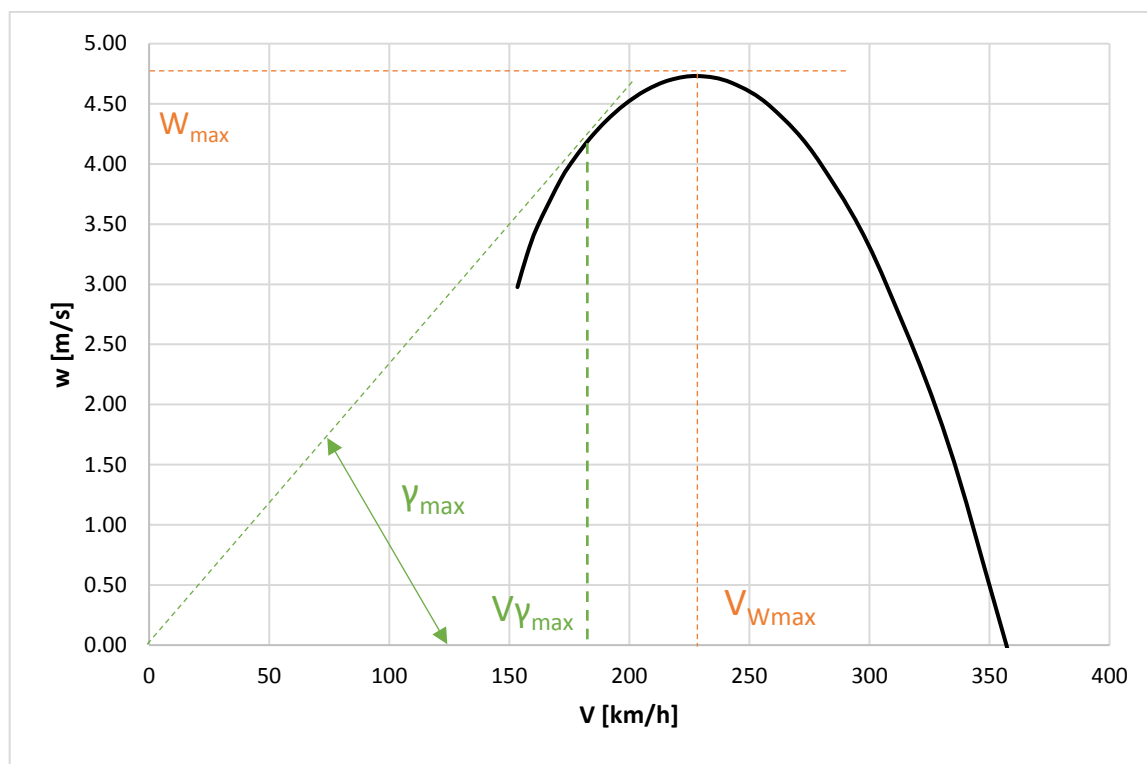
Uhol stúpania v radiánoch sa vypočíta z prebytku ťahu ΔF ako

$$\gamma = \arcsin \frac{\Delta F}{G} \quad (9.22)$$

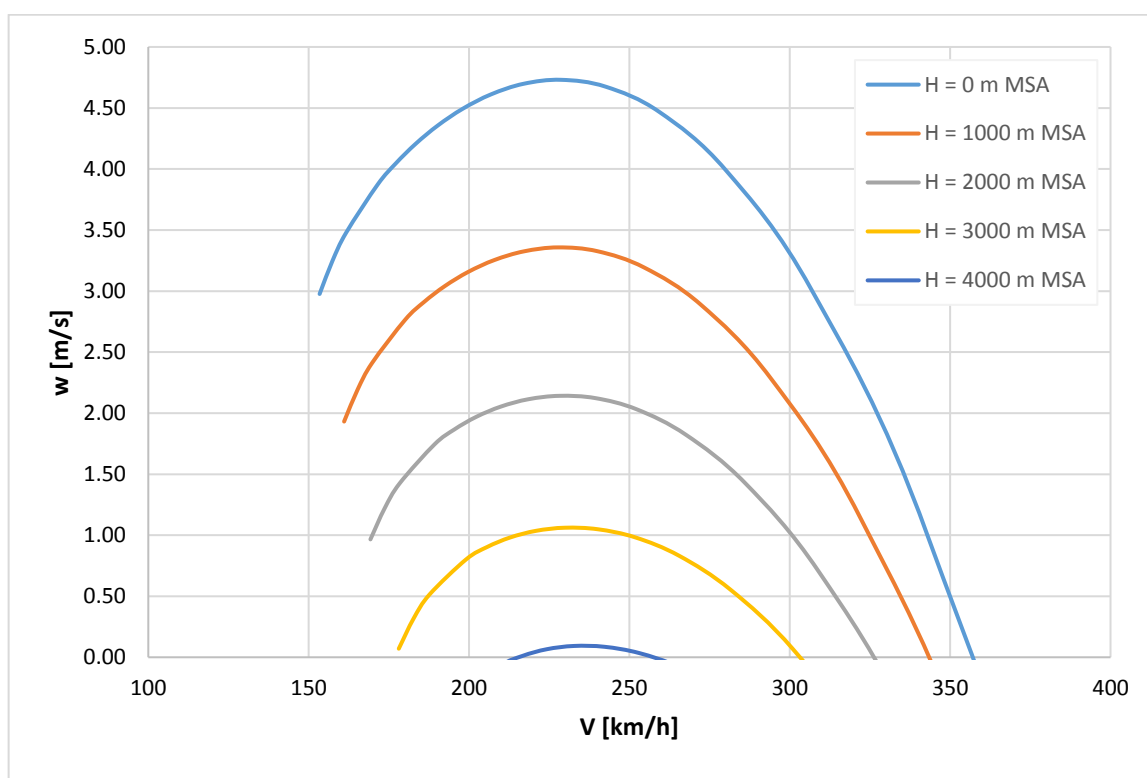
a obdobne sa vyjadří uhol stúpania v režime maximálnej strmosti stúpania

$$\gamma_{max} = \arcsin \left(\frac{\Delta F}{G} \right) \quad (9.23)$$

Všetky veličiny sú znázornené na Obr. 9-7, ktorý vyjadruje závislosť stúpacej rýchlosti na rýchlosti letu pre 0m MSA. Pre rôzne výšky je táto závislosť vyjadrená na Obr. 9-8.



Obr. 9-7 Závislosť stúpacej rýchlosti na rýchlosti letu pre 0m MSA spolu so znázornením základných veličín



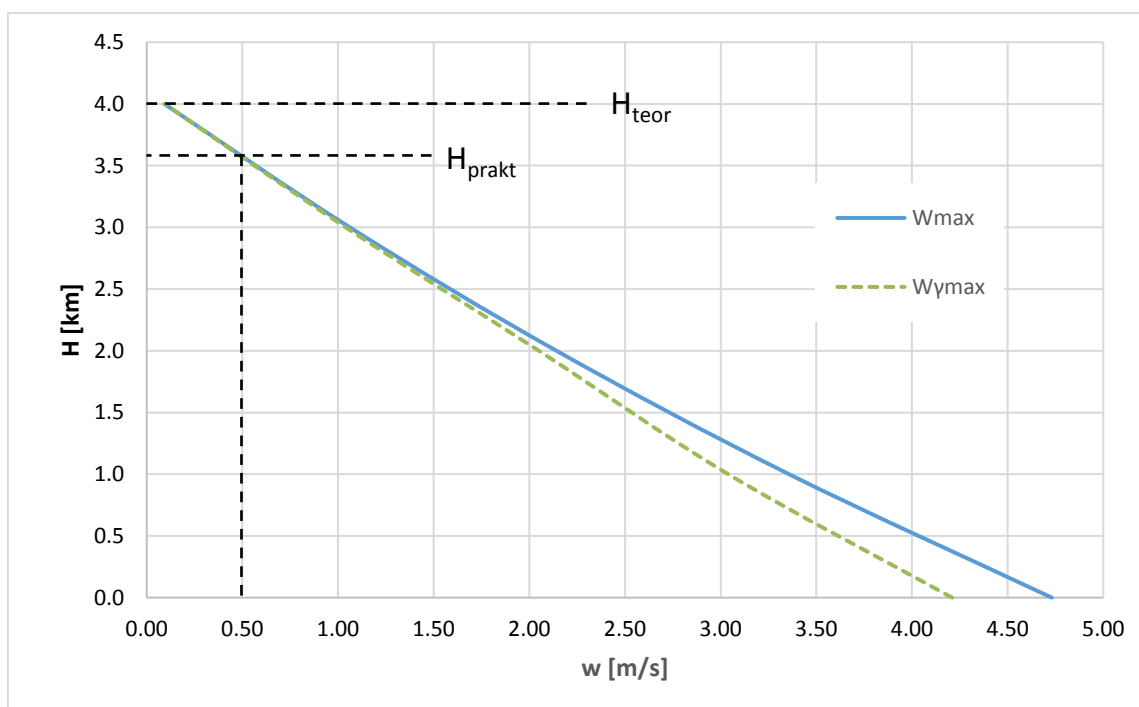
Obr. 9-8 Závislosť stúpacej rýchlosti na rýchlosti letu pre rôzne výšky

9.2.2 DOSTUP

Obr. 9-9 ukazuje závislosť maximálnej stúpacej rýchlosti a stúpacej rýchlosti maximálnej strmosti stúpania na výške letu. Výška, v ktorej má letún stúpaciu rýchlosť rovnú 0 nazývame teoretický dostup H_{teor} . Túto výšku však v ustálenom lete nemožno dosiahnuť, na koľko by k tomu letún potreboval nekonečne dlhú dobu. Preto bol zavedený praktický dostup H_{prakt} , čo je výška letu, pri ktorej letún stúpa stúpacou rýchlosťou $w = 0,5 \text{ m/s}$.

$$H_{teor} = 4000 \text{ m} \quad (9.24)$$

$$H_{prakt} = 3600 \text{ m} \quad (9.25)$$



Obr. 9-9 Závislosť maximálnej stúpacej rýchlosti a stúpacej rýchlosti maximálnej strmosti stúpania na výške letu s vyznačením teoretického a praktického dostupu



9.3 KLESAVÝ LET

Táto kapitola sa zaoberá odhadom letových výkonov **ustáleného kĺzavého letu**. Boli zavedené tieto predpoklady:

- Priamočiary symetrický klesavý let
- Ustálený let – konštantná rýchlosť
- Let s nulovým ťahom – kĺzavý let

9.3.1 ZÁKLADNÉ ROVNICE ROVNOVÁHY

Pre kĺzavý let bol zavedený uhol kĺzania $\bar{\gamma}$, definovaný ako záporná hodnota sklonu dráhy letu $\gamma = -\bar{\gamma}$. Ku kladnému uhlu kĺzania dochádza pri poklese výšky. Základné rovnice rovnováhy sú:

$$-D + G \sin \bar{\gamma} = 0 \quad (9.26)$$

$$-L + g \cos \bar{\gamma} = 0 \quad (9.27)$$

9.3.2 CHARAKTERISTIKY KÍZAVÉHO LETU

Jedna zo základných veličín kĺzavého letu je kĺzavosť K . Za predpokladu nepohyblivej atmosféry voči zemi ju môžeme definovať nie len ako pomer súčiniteľa vztlaku ku súčiniteli odporu ale aj ako pomer uletenej horizontálnej vzdialenosti x a výšky H .

$$K = \frac{x}{H} = \frac{c_L}{c_D} \quad (9.28)$$

Uhol kĺzania je závislý na kĺzavosti

$$\bar{\gamma} = \arctg \left(\frac{1}{K} \right) \quad (9.29)$$

Rýchlosť kĺzavého letu V je rýchlosť pohybu ťažiska letúna po priamočiarej dráhe letu sklonenej o uhol kĺzania a dostaneme ju súčtom vektorov doprednej rýchlosti s veľkosťou u a klesavej rýchlosti s veľkosťou w , ktorá je v prípade klesania letúna záporná. Rýchlosť kĺzavého letu je možno vyjadriť na základe poláry

$$V = \frac{1}{(C_L^2 + C_D^2)^{1/4}} \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{G}{S} \right)} \quad (9.30)$$

Klesaciu rýchlosť w vyjadríme ako

$$w \cong \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \left(\frac{G}{S} \right) \quad (9.31)$$

9.3.3 RÝCHLOSTNÁ POLÁRA

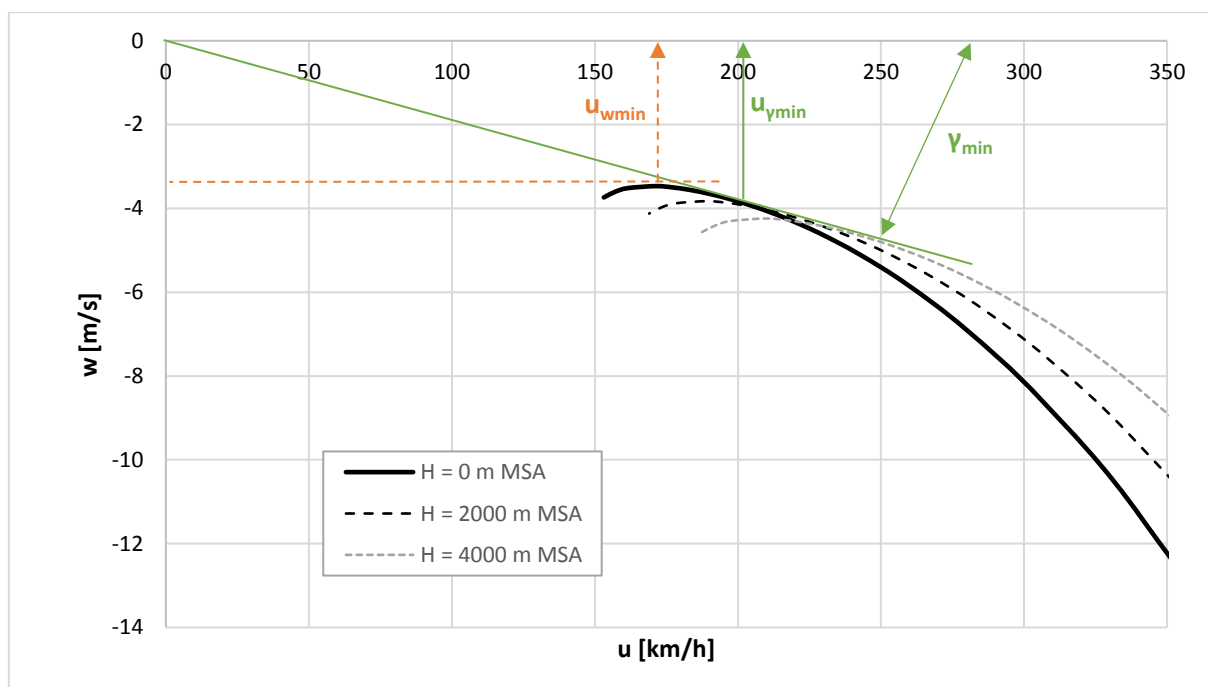
Rýchlostná polára je v pojatí polárnych súradníc polárny diagram, kde súradnicami sú:

- Modul – rýchlosť letu V
- Argument – uhol kĺzania $\bar{\gamma}$

V pojatí kartézskych súradníc je to potom závislosť doprednej rýchlosti u , s jednotkou km/h, na klesacej rýchlosti w , s jednotkou m/s. Odlišnosť medzi doprednou rýchlosťou u a rýchlosťou letu V bola považovaná za zanedbateľnú a bol prijatý predpoklad $u \cong V$. Na vodorovnú osu boli potom vynášané rýchlosti letu V .

V tejto kapitole bola určená polára letu len pre obmedzený rozsah rýchlostí. Bola sústredená pozornosť na nájdenie dvoch režimov:

1. Režim minimálneho uhlu kĺzania $\bar{\gamma}_{min}$ – bol definovaný pomocou dotýčnice vedenej z počiatku k rýchlostnej poláre. Odpovedal režimu letu pri maximálnej kĺzavosti K_{max} a teda podľa rov. (9.28) najväčšiemu možného doletu pri kĺzaní
2. Režim minimálnej klesacej rýchlosti w_{min} – bol definovaný ako režim letu s najmenšou absolútnou hodnotou klesania



Obr. 9-10 Rýchlostná polára letúna

9.3.4 ANALYTICKÝ VÝPOČET

Oba režimy letu uvedené na rýchlostnej poláre v kap. 9.3.3 je možno určiť analyticky. [5]

Tab. 9-4 Analytické určenie veličín vo vybraných režimoch klesania

| Režim | Veličina | Vzorec | Výška MSA [km] | Hodnota | Jednoka |
|-------------------------------------|--|--|----------------|---------|---------|
| Režim minimálneho uhlu kĺzania | Minimálny uhol kĺzania | $\bar{\gamma}_{min} = \arctg\left(\frac{1}{K_{max}}\right)$ | 0 | 3.9 | [°] |
| | | | 1 | 3.9 | |
| | | | 2 | 3.9 | |
| | | | 3 | 3.9 | |
| | | | 4 | 3.9 | |
| | Rýchlosť letu pre $\bar{\gamma}_{min}$ | $V_{\bar{\gamma}_{min}} \cong \sqrt{\frac{2G}{(C_L)_{\bar{\gamma}_{min}} \rho S}}$ | 0 | 243 | [km/h] |
| | | | 1 | 255 | |
| | | | 2 | 268 | |
| | | | 3 | 282 | |
| | | | 4 | 297 | |
| Režim minimálnej klesacej rýchlosti | Minimálna klesacia rýchlosť | $w_{min} \cong -\left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}}\right)_{min} \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{G}{S}\right)}$ | 0 | -3.5 | [m/s] |
| | | | 1 | -3.6 | |
| | | | 2 | -3.8 | |
| | | | 3 | -4.0 | |
| | | | 4 | -4.2 | |
| | Rýchlosť letu pri w_{min} | $V_{wmin} \cong \sqrt{\frac{2G}{(C_L)_{wmin} \rho S}}$ | 0 | 217 | [km/h] |
| | | | 1 | 228 | |
| | | | 2 | 239 | |
| | | | 3 | 252 | |
| | | | 4 | 265 | |

9.4 DOLET A VYTRVALOSŤ

9.4.1 DOLET

Dolet je definovaný ako vzdialenosť, ktorú je letún s danou konfiguráciou, množstvom paliva a letových podmienok schopný doletieť. Pri výpočte boli rozlišované dva druhy doletu:

- Teoretický dolet R_{teor} – vzdialenosť, ktorú bol letún schopný uletieť pri spotrebovaní všetkého využiteľného paliva
- Praktický dolet R_{prakt} – vzdialenosť, ktorú letún uletel pri spotrebovaní všetkého využiteľného paliva s výnimkou bezpečnostnej zásoby na 45 minút letu. Táto slúži v prípade odklonenia letu na záložné letisko, čakani na pristátie, atď.

Ďalej boli pri výpočte zavedené tieto predpoklady:

- Palivo spotrebované pri stúpaní sa ušetrí pri klesaní a dolet bol počítaný iba ako vodorovný let
- Nemenná konfigurácia letúna
- Konštantná špecifická spotreba $C_{eP} = 0,3 \text{ kg/kWh}$
- Účinnosť vrtule funkciou rýchlosti $\eta = f(V)$
- Daný režim letu bez zmeny výšky $\rho = 1,006 \text{ kg/m}^3$ (2000m MSA) a rýchlosti počas letu $V = \text{konšt.}$

Za týchto predpokladov sa teoretický dolet vypočíta ako [5]

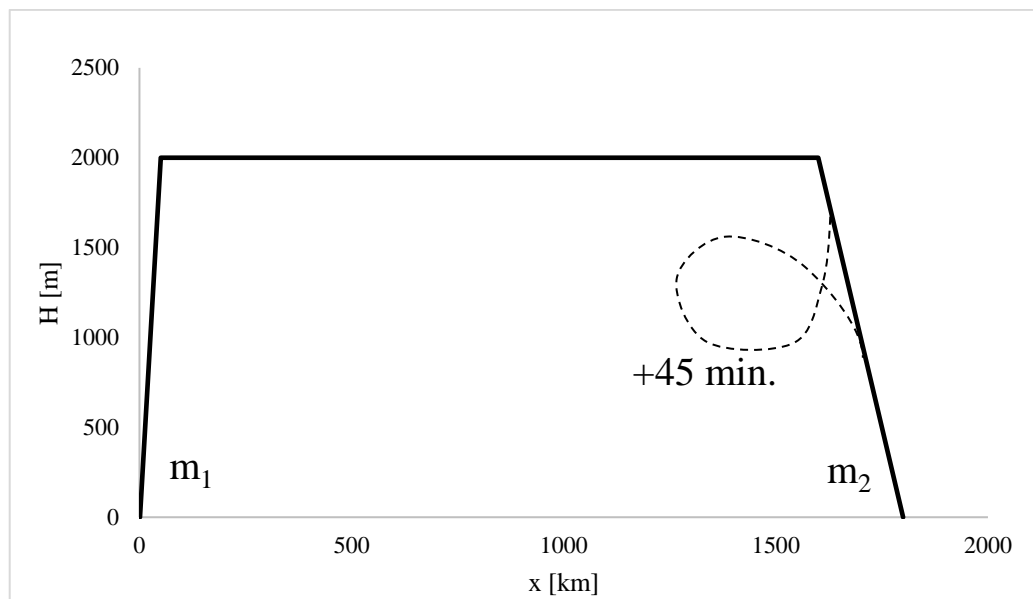
$$R_{teor} = \frac{2\eta K_{max}}{gC_{eP}} \operatorname{atan} \frac{\bar{m}_{pal}}{\bar{V}^2 + \frac{(1 - \bar{m}_{pal})}{\bar{V}^2}} \quad (9.32)$$

Bezrozmerná rýchlosť letu \bar{V} je definovaná ako pomer rýchlosti letu ku rýchlosti letu v režime minimálneho odporu

$$\bar{V} = \frac{V}{V_{mD}} \quad (9.33)$$

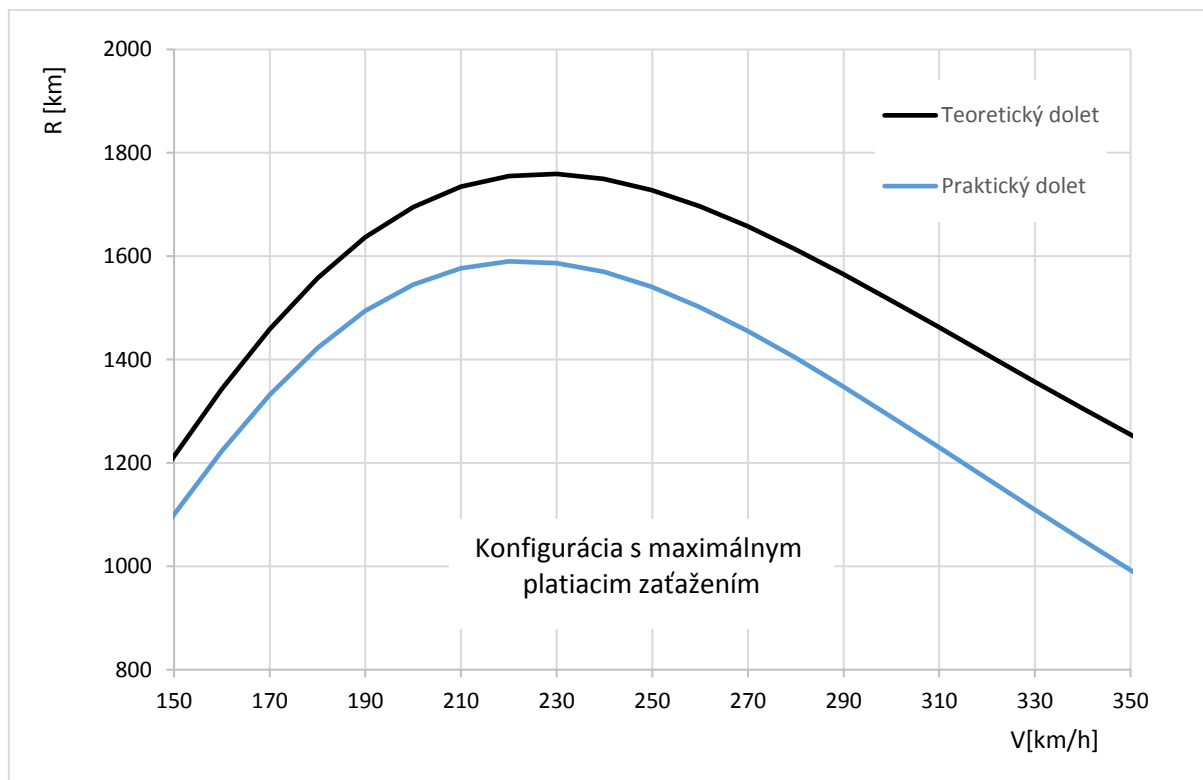
a množstvo paliva pre let m_{pal} je definované ako rozdiel medzi počiatočnou a koncovou hmotnosťou letúna $m_{pal} = m_1 - m_2$. Bezrozmerná hmotnosť paliva bola definovaná ako

$$\bar{m}_{pal} = \frac{m_{pal}}{m_1} = 1 - \frac{m_2}{m_1}. \quad (9.34)$$

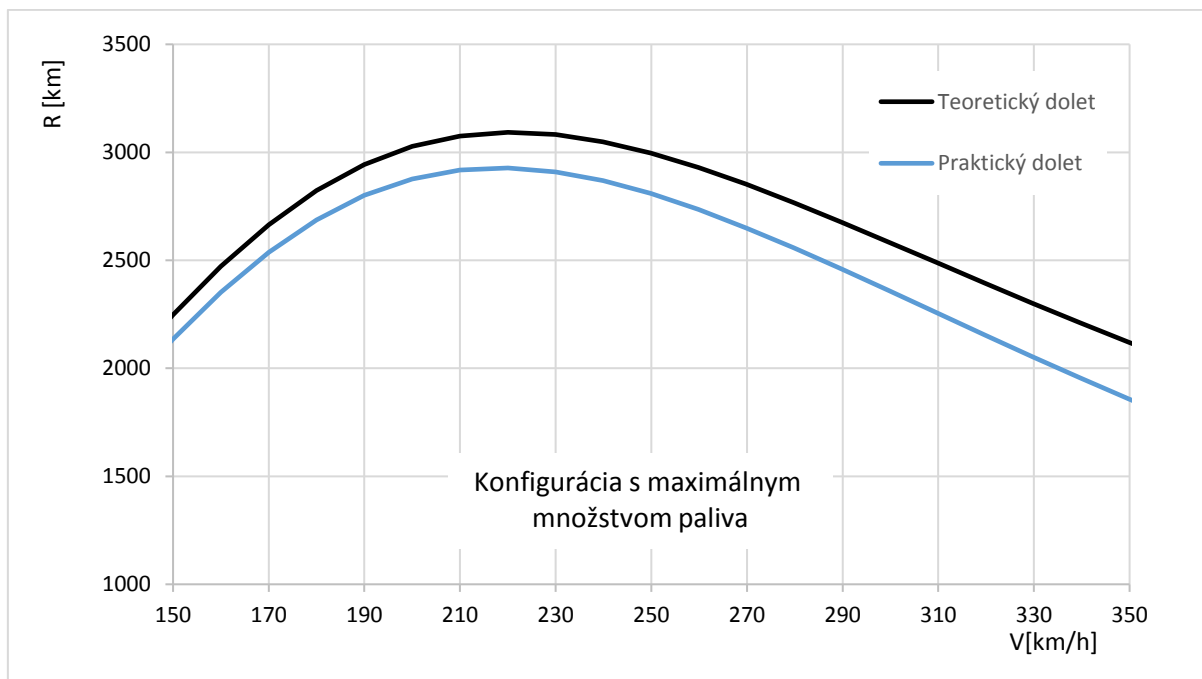


Obr. 9-11 Profil letu pre výpočet doletu

Závislosti na Obr. 9-12 a Obr. 9-13 ukazujú, že najväčší dolet má letún pri rýchlosti letu rovnkej V_{mD} . Táto nebola zvolená ako cestovná rýchlosť, pretože jej hodnota by bola príliš nízka oproti hodnotám cestovných rýchlostí konkurenčných letúnov.



Obr. 9-12 Dolet v závislosti na rýchlosti letu. Konfigurácia letúna s maximálnym platiacim zaťažením.

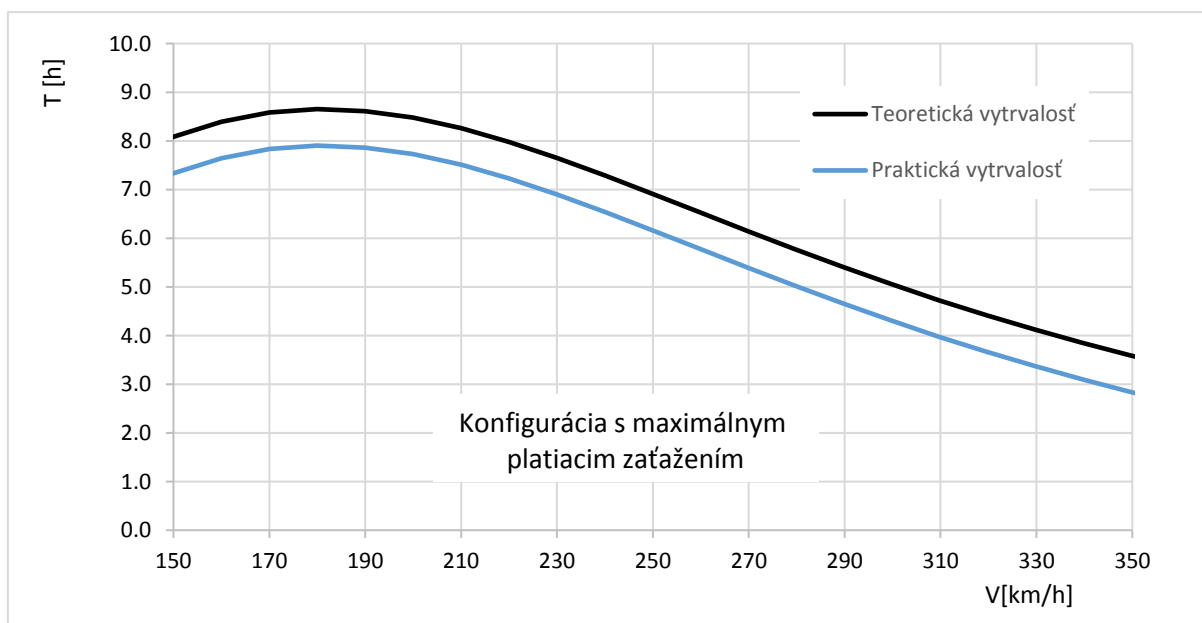


Obr. 9-13 Dolet v závislosti na rýchlosti letu. Konfigurácia letúna s maximálnym množstvom paliva.

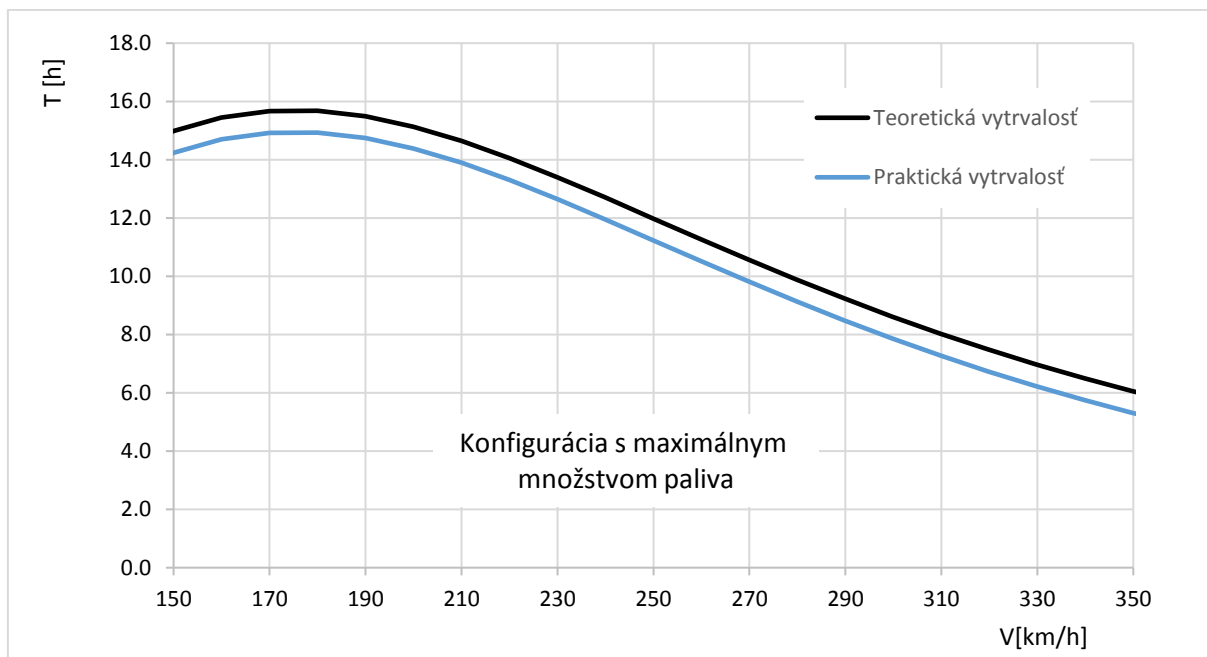
9.4.2 VYTRVALOSŤ

Vytrvalosť bola podobne ako dolet rozdelená na teoretickú T_{teor} a praktickú $T_{prakt} = T_{teor} - 45 \text{ min.}$ Definícia vytrvalosti

$$T = \frac{R}{V} \quad (9.35)$$



Obr. 9-14 Vytrvalosť v závislosti na rýchlosti letu. Konfigurácia letúna s maximálnym platiacim zaťažením.



Obr. 9-15 Výtrvalosť v závislosti na rýchlosti letu. Konfigurácia letúna s maximálnym množstvom paliva..

10. VERZIE LETÚNA

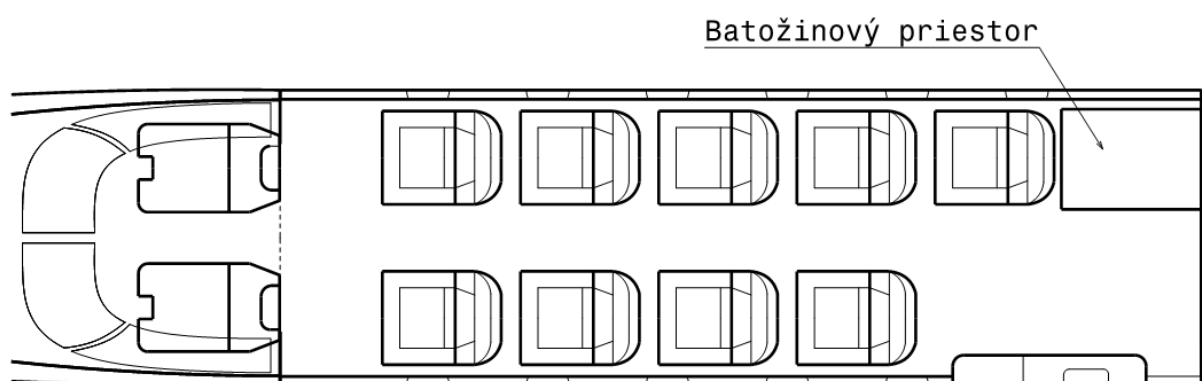
V leteckve sú kladené na letúny viaceré požiadavky, medzi ktoré patrí aj ich všestrannosť. A práve všestrannosť je jedna z predností navrhovaného letúna. Ten je možno prestaviť do viacerých verzií, medzi ktoré patria cestovná, nákladná, výsadková, zdravotná a fotogrametrická. Množstvo pri tom potrebných úprav závisí na každej verzii.

Pri návrhu jednotlivých verzií, bolo ako pri ostatných častiach letúna, vychádzané z požiadavky na dedičnosť letúna s letúnmi z rady L 410. Boli navrhnuté pevné aj sklopné sedačky rovnakého typu, ich upevnenie do podlahy pomocou šróbov, pevné a sklopné stolíky, podobné priestorové usporiadanie agregátov a systém ukotvenia jednotlivých prvkov do konštrukcie letúna rovnaký ako na L 410. [32]

10.1 CESTOVNÁ VERZIA

10.1.1 ZÁKLADNÁ CESTOVNÁ VERZIA

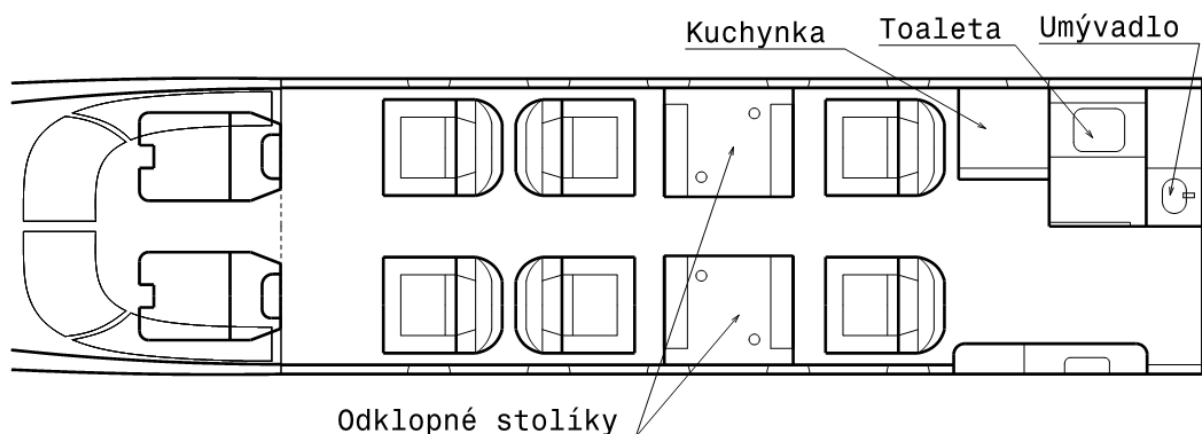
Hlavným účelom cestovnej verzie letúna je preprava požadovaného počtu cestujúcich. V základnej verzii, zobrazenej na Obr. 10-1, je maximálny počet cestujúcich 9. Pilotná kabína je vybavená dvoma sedačkami pre pilotov a dvojitém riadením, pričom pri maximálnej obsadenosti letúna je umožnené cestovať iba jednému pilotovi. V zadnej časti sa nachádza batožinový priestor. Ten je oddelený prepážkou a uzatvorený pomocou deliacej siete. Batožina je v ňom upevnená upevňovacími pásmi. Pri jeho využití nie je možné letún plne obsadiť cestujúcimi. Malú príručnú batožinu si cestujúci môžu umiestniť pod sedadlo. Obsadzovanie tejto konfigurácie sa musí riadiť podľa ložného plánu, uvedeného v kap. 5.7. Kabína je dobre klimatizovaná, osvetlená LED podsvietením a každý cestujúci má k dispozícii lampičku pre osvetlenie.



Obr. 10-1 Cestovná verzia letúna v základnom usporiadaní

10.1.2 OBCHODNÁ VERZIA

Pri zvýšených požiadavkách na komfort cestujúcich je možno využiť nadštandardnú obchodnú konfiguráciu zobrazenú na Obr. 10-2. Táto má sedenie v komfortných, kožených sedačkách, väčších rozmerov, so zväčšeným priestorom pre nohy. V zadnom priestore letúna je za uzavierateľnou stenou umiestená toaleta s umývadlom a vlastným vodným okruhom. Vedľa nej sa nachádza kuchynka zo skrinkami a základným kuchynským vybavením. Kabína pre cestujúcich je taktiež dobre klimatizovaná a navyše teplotu vzduchu možno jednoducho regulovať pomocou pasažierom prístupných regulátorov umiestnených pri odklopných stolíkoch. Kabína je taktiež osvetlená LED podsvietením a každému cestujúcemu je k dispozícii vlastná lampička.



Obr. 10-2 Cestovná verzia v nadštandardnej "Business" konfigurácii

10.2 NÁKLADOVÁ VERZIA

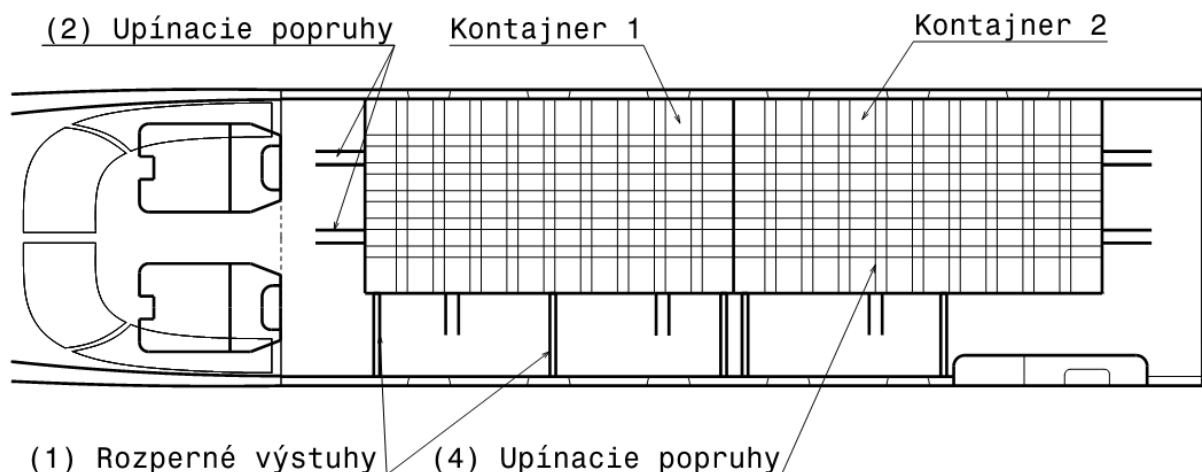
Nákladová verzia letúna bola navrhnutá v dvoch variantoch. „Cargo MAX“, ktorá využíva celý priestor kabíny na prepravu nákladu a „Cargo KOMBI“ s kombinovaným prevážaním nákladu a prepravou cestujúcich.

Z cestovnej verzie na nákladovú, ako aj medzi jednotlivými nákladovými variantmi, je možný jednoduchý prechod vymontovaním sedlíc a namontovaním nákladových kontajnerov.

10.2.1 NÁKLADOVÁ VERZIA CARGO MAX

K preprave nákladu využíva dva kontajnery na umiestenie nákladu. Kontajnery sú upevnené k podlahe šróbami. Ich polohu v priestore pomáhajú zabezpečovať rozperné výstuhy (1) medzi kontajnerom a prepážkou trupu a upínacie popruhy (2), ktoré sú šróbami pripevnené do podlahy. Náklad v kontajneroch je zabezpečený pomocou upínacích sietí, deliacich sietí a upínacích popruhov (4).

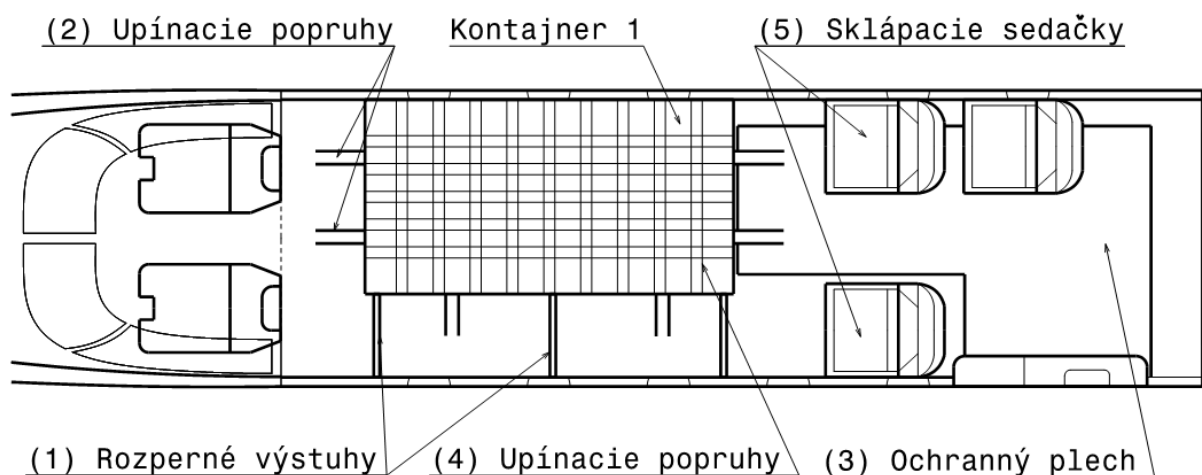
Okrem kontajnerov je nákladová verzia vybavená ochranným plechom podlahy pre náklad a výklad, vložkou na ochranu bočných stien kabíny a prenosným hasiacim prístrojom.



Obr. 10-3 Nákladová verzia „Cargo MAX“

10.2.2 NÁKLADOVÁ VERZIA CARGO KOMBI

Verzia „Cargo KOMBI“ využíva k preprave nákladu jeden kontajner, pričom miesto pre druhý kontajner je využité na prepravu maximálne troch cestujúcich. Z dôvodu jednoduchého nakladania a vykladania nákladu sú sedačky pre cestujúcich nahradené plastovými sklápacími sedačkami (5), ktoré je možno jednoducho sklopiť smerom k trupu. Pre zachovanie komfortu pri sedení sú sediace plochy potiahnuté vrstvou mäkkého materiálu.



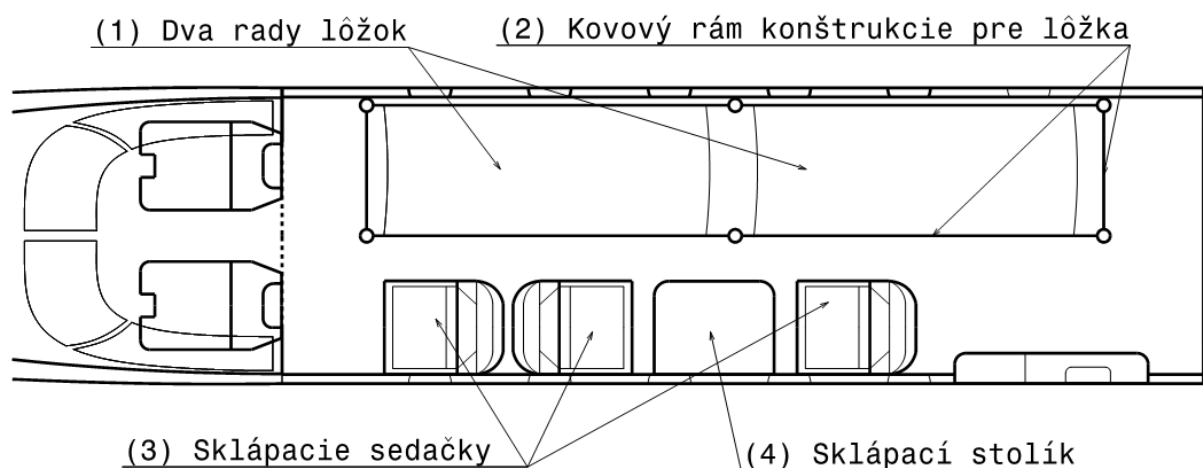
Obr. 10-4 Nákladová verzia „Cargo KOMBI“

10.3 ZDRAVOTNÁ VERZIA

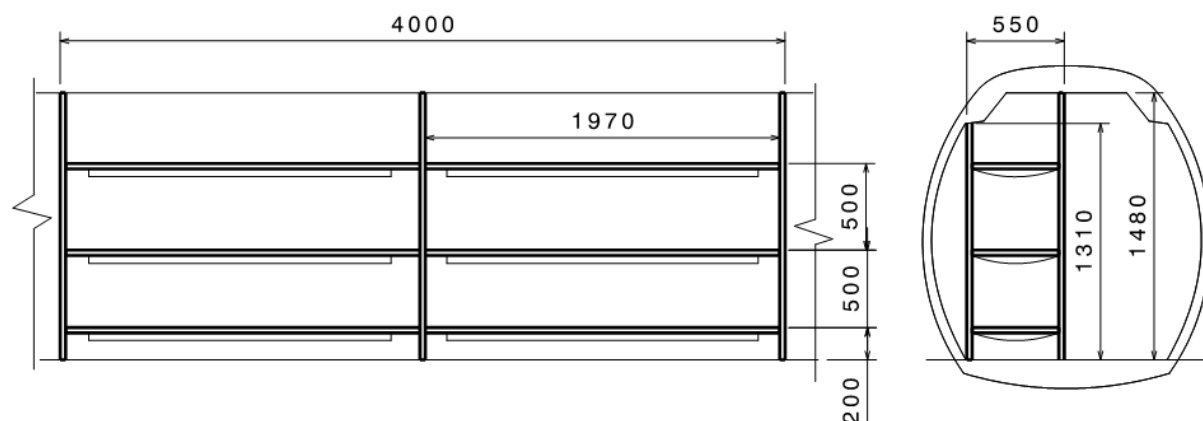
Zdravotná verzia letúna bola navrhnutá v dvoch usporiadaniach, ako základná ambulantná verzia, slúžiaca na prevoz viacerých pacientov a verzia rýchlej zdravotnej pomoci s lekárskeym vybavením pre okamžité ošetrovanie jedného pacienta na palube.

10.3.1 ZÁKLADNÁ AMBULANTNÁ VERZIA

Usporiadanie základnej ambulantnej verzie bolo primárne určené na prepravu stabilizovaných pacientov v ležiacej polohe. Návrh pozostáva z dvoch radov lôžok (1) pre šesť pacientov, usporiadaných do troch poschodí. Ich konštrukciu tvorí rám kovových tyčí (2), zobrazený na Obr. 10-6, do ktorého je vložená látka na ktorej pacient leží. Každé lôžko má byť vybavené systémom na pripútanie cestujúceho a na konštrukciu je možno pripevniť zdravotnícke zariadenia, ako zariadenie pre podávanie infúzií a iné. Ďalej je kabína vybavená tromi sklápacími sedačkami pre personál a jedným sklápacím stolíkom. Všetky tieto sú v sklopnej verzii a sklápajú sa smerom k bokom kabíny aby bola umožnená jednoduchá nakládka a vykládka pacientov.



Obr. 10-5 Základná ambulantná verzia

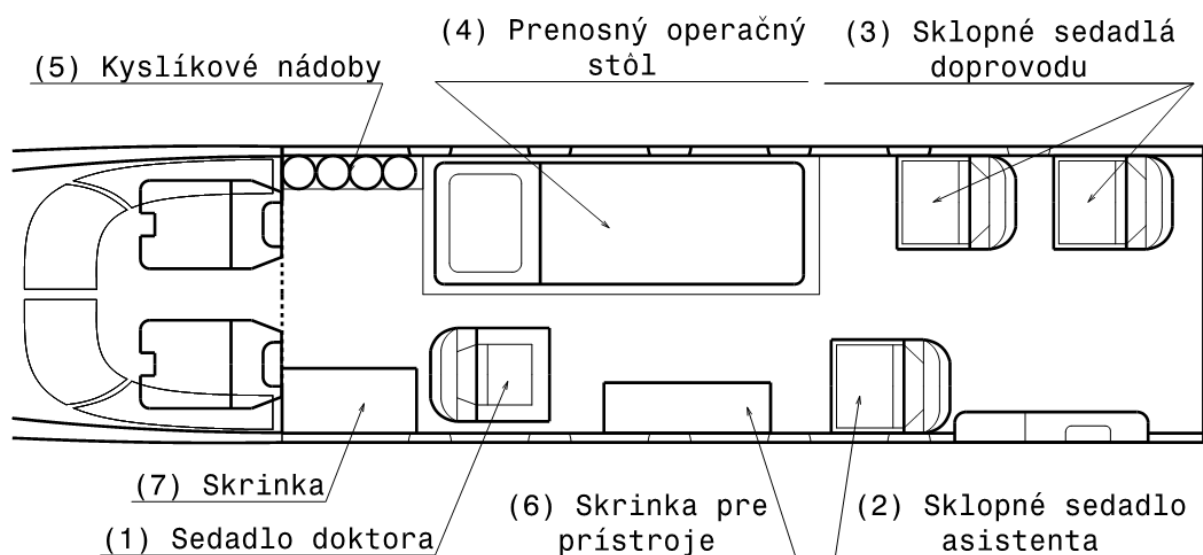


Obr. 10-6 Zástavba konštrukcie rámu pre lôžka ambulantnej verzie

10.3.2 VERZIA RÝCHLEJ ZDRAVOTNEJ POMOCI

V prípade ťažkého zdravotného stavu pacient nemôže čakať na prevezenie do zdravotného zariadenia a musí byť ošetrovaný už počas letu. Pre tento účel slúži verzia letúna prispôbená na rýchlu zdravotnú pomoc.

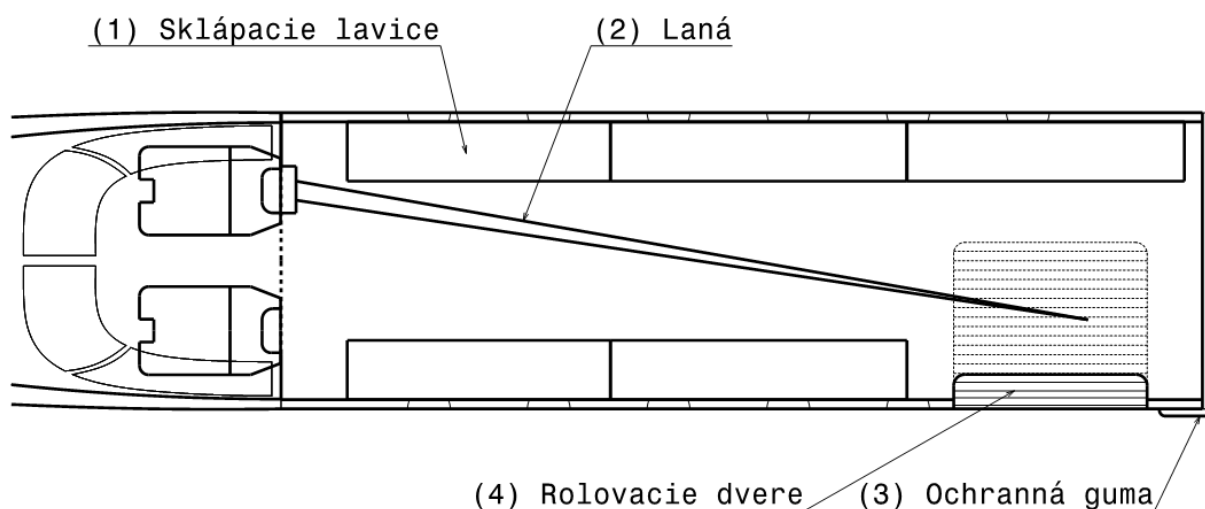
Dôležitou vlastnosťou verzie je jednoduché nakladanie a vykladanie pacienta, preto obsahuje špeciálny prevozný operačný stôl (4) a sklopné sedadlá asistenta (2) a doprovodu (3). Sedadlo doktora (1) je pevné, bez opierok rúk a umiestnené tak, aby mal dobrý prístup k pacientovi. Ďalej sa tu nachádza špeciálne vybavenie, ako dýchací prístroj s kyslíkovými nádobami (5) so stlačeným lekárske kyslíkom, vyšetrovací halogenová lampa, automatický prístroj riadeného umelého dýchania, skrinky s úložným priestorom pre lekárske vybavenie (6) (7), ktoré môžu slúžiť aj ako odkladacie priestory. Celý interiér tejto verzie letúna je jednoducho sanitárne udržiavateľný a kobercová podlaha je nahradená ľahko čistiteľným povrchom, aby dochádzalo k čo najväčšej sterilite prostredia.



Obr. 10-7 Verzia rýchlej zdravotnej pomoci

10.4 VÝSADKOVÁ VERZIA

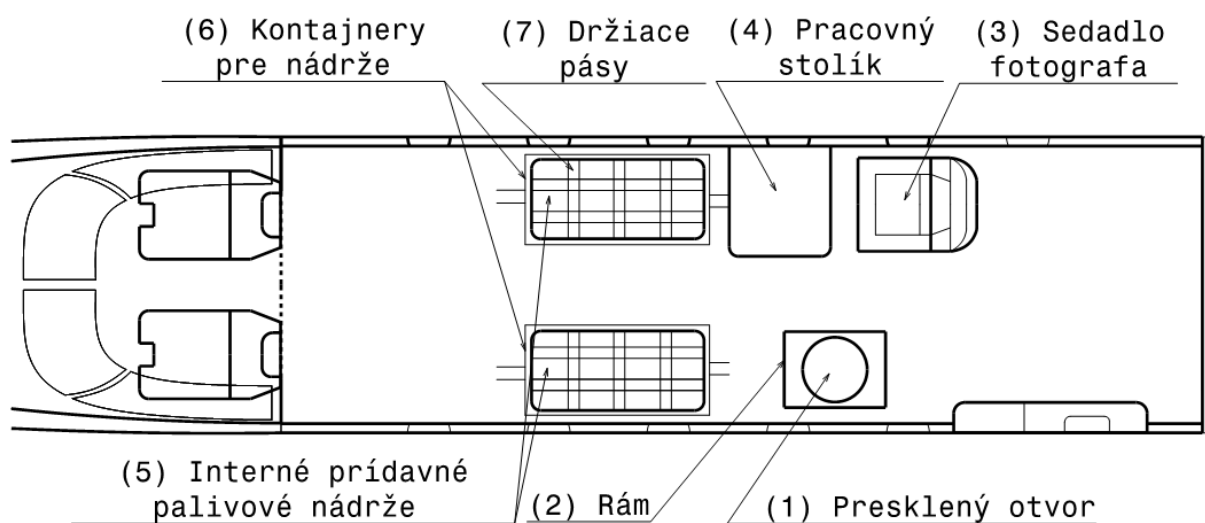
Výsadková verzia je navrhnutá pre 9 cestujúcich. Sklápacie lavice (1) sú vybavené bezpečnostnými pásmi. Stredom kabíny sú pre účely zoskoku z letúna natiiahnuté laná (2) a vedľa dverí sa nachádza pás s ochrannou gumou (3), ktorý pomáha chrániť zoskakujúceho v prípade nežiadúceho kontaktu s trupom letúna. Miesto klasických dverí sú navrhnuté rolovacie (4). Tie umožňujú otváranie dverí za letu. Toto riešenie dverí sa rovnako používa aj pri výsadkovej verzii L 410. [32]



Obr. 10-8 Výsadková verzia letúna

10.5 FOTOGAMETRICKÁ

Srdcom fotogrametrickej verzie je presklený otvor (1), cez ktorý objektív fotogrametrického prístroja sníma zem. Ten je vyrezaný do trupu v priestore medzi pepážkami. Prístroj je upevnený do rámu (2) prišróbovaného k podlahe. Sedadlo fotografa (3) je umiestnené vedľa okienka a fotograf má k dispozícii pracovný stolík (4) pre počítač. Všetky elektronické systémy sú napájané z letúna a je k nim privedená potrebná kabeláž. Fotograf je s počítačom napojený nielen na fotogrametrický prístroj, no má v ňom k dispozícii aj základné letové údaje. Aby mohol komunikovať s pilotmi, je s nimi spojený komunikačným kanálom. Do letúna boli umiestnené dve interné prídavné palivové nádrže (5), aby bol využitý jeho potenciál prevážať platiace zaťaženie. Vďaka nim bola zvýšená vytrvalosť a teda rozsah získaných snímok počas jedného letu. Sú upevnené v kontajneri pre nádrže (6) držiacími pásmi (7). Kontajner je prišróbovaný do konštrukcie a taktiež uchytený držiacími pásmi.

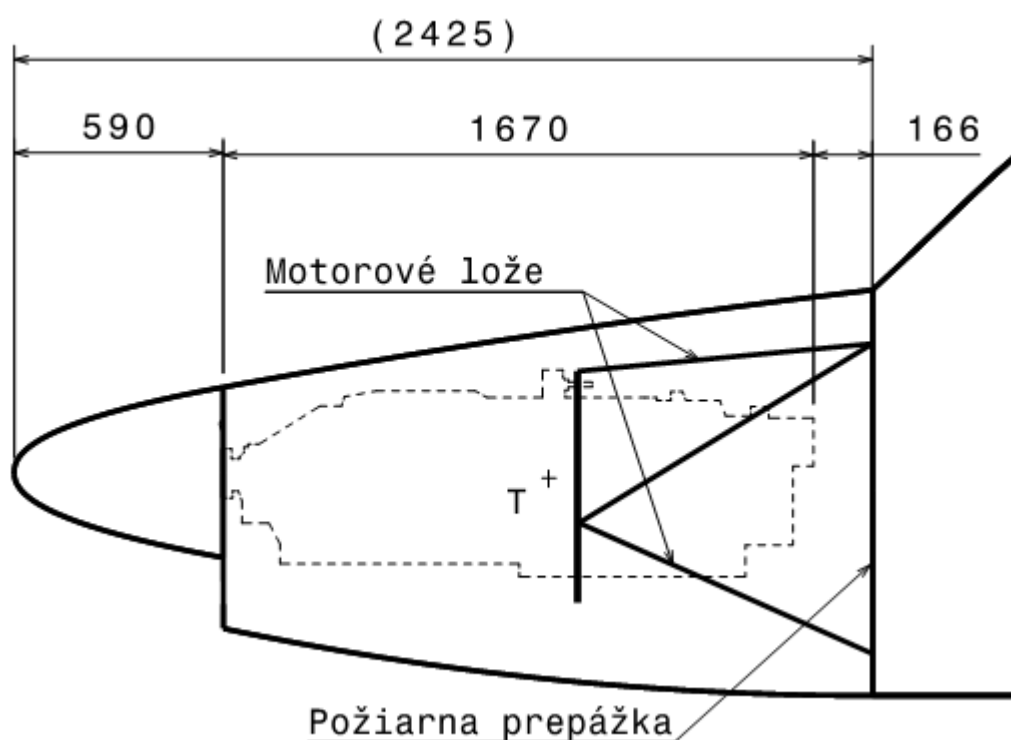


Obr. 10-9 Fotogrametrická verzia letúna

11. ZÁSTAVBA POHONNEJ JEDNOTKY

11.1 UMIESTNENIE MOTORA

Letún má jednu turbovrtuľovú pohonnú jednotku značky GE H85, umiestnenú v prednej časti trupu, v ose súmernosti letúna. Táto poloha zo sebou nesie špecifický, predĺžený, tvar prednej časti trupu, čo mierne zhoršuje výhľad z pilotnej kabíny. Výhodou však je, že vrtuľa nie je tienená ostatnými časťami letúna a môže pracovať s maximálnou účinnosťou. Konfigurácia taktiež zabezpečuje dobrý prístup k motoru pre údržbu a opravy. Pri návrhu polohy motora bolo dbané na to, aby vznikol čo najmenší klopivý moment vzhľadom k ťažisku letúna od ťahu motora. Otvor pre nasávanie vzduchu je v prednej časti pod kužeľom vrtule. Umožňuje prívod vzduchu do kompresora a chladenie motora.

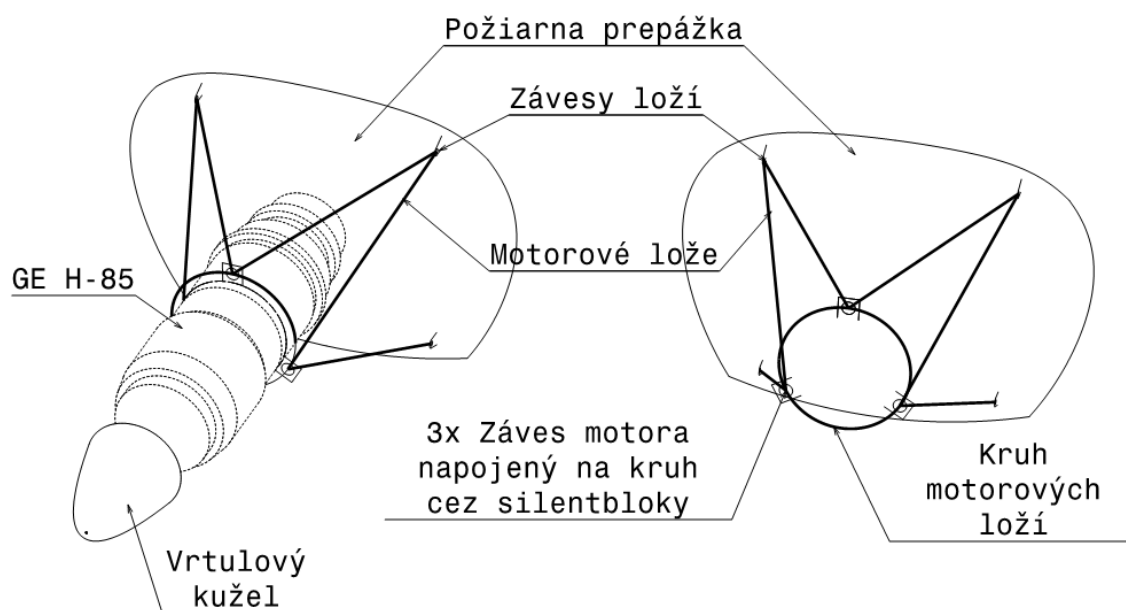


Obr. 11-1 Schéma umiestnenia pohonnej jednotky v letúne

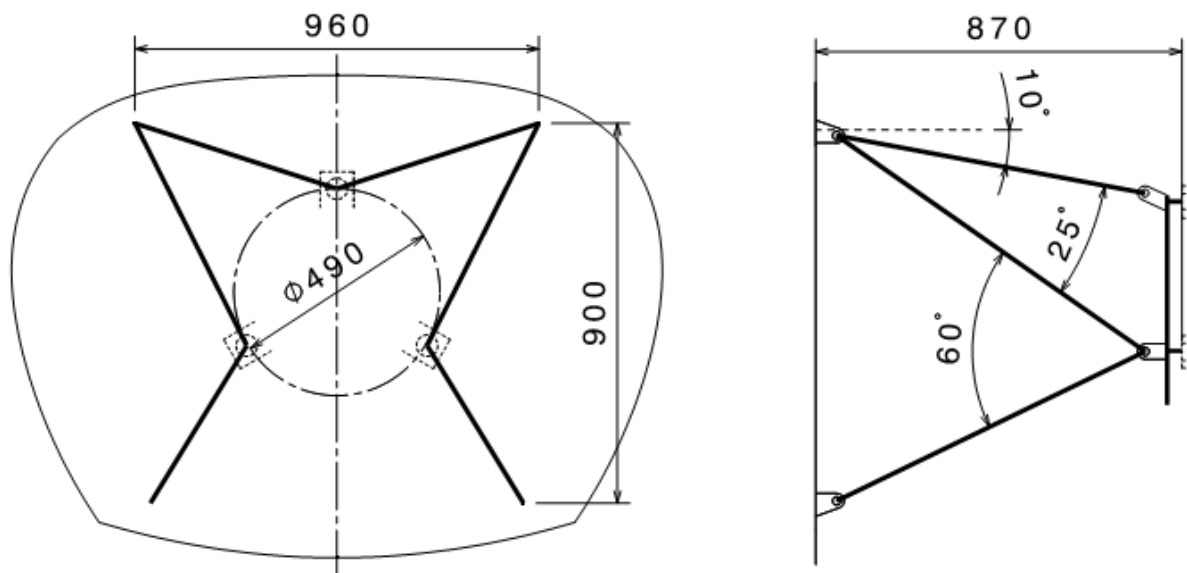
Dôležitou funkciou zástavby motora je, aby pri prípadnom vypuknutí požiaru nedochádzalo k jeho šíreniu do kabíny. Toto zabezpečuje požiarne oddelenie zo žiaruvzdorného materiálu. Na ňu sú uchytené motorové lože. Medzi požiarne oddelením a motorom sa nachádza istý priestor, ktorý umožňuje jej účinnú funkciu, poskytuje priestor pre prídavné motorové agregáty a zároveň bráni prestupu tepla a vibrácií z motora do kabíny.

11.2 MOTOROVÉ LOŽE

Motorové lože zabezpečujú požadovanú polohu motora voči draku letúna a prenášajú všetky zaťaženia vyvolané motorom na trup letúna. Ich konštrukcia zaisťuje nielen prenos ťahu a zaťaženia na drak, ale aj tlmenie vibrácií od motora. Popri požiadavkách dostatočnej pevnosti a tuhosti bolo dbané na zachovanie čo najnižšej hmotnosti.



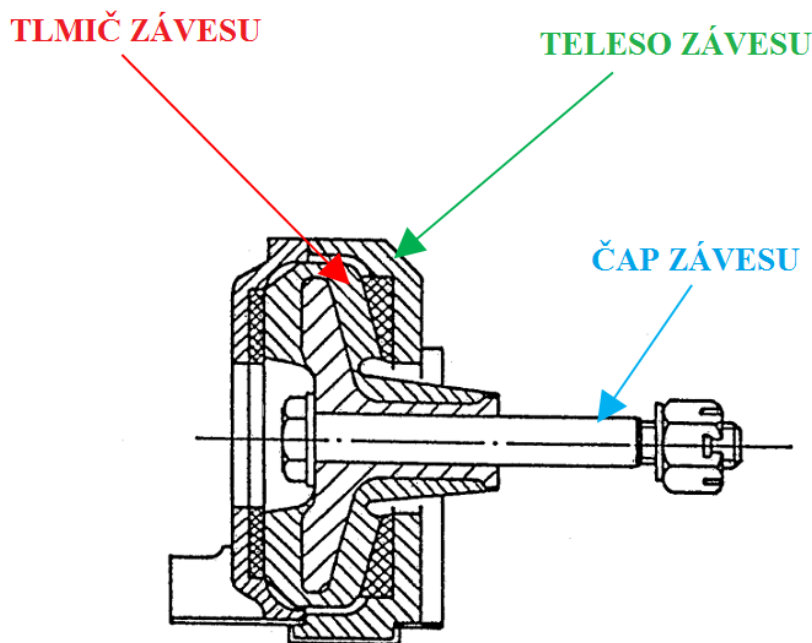
Obr. 11-2 Schéma zástavby GE H-85



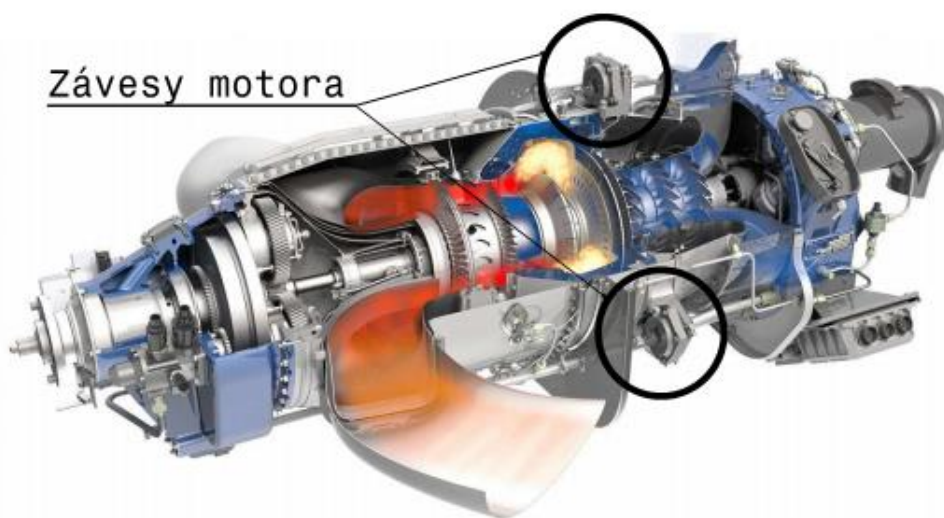
Obr. 11-3 Schéma motorových loží s rozmermi

Obr. 11-2 ukazuje schému návrhu motorových loží. Motorové lože možno z hľadiska konštrukcie považovať za prútovú sústavu. Tá pozostáva zo 6-tich vzpier, ktorých veľkosť a vzájomné usporiadanie je závislé na polohe závesov na motore. Lože sú uchytené na

požiarnej prepážke pomocou závesov vidlica-oko. Uchytenie motora k ložiam je nasledovné. Na pohonnej jednotke sa nachádzajú 3 závesy dané výrobcom. Zobrazené sú na Obr. 11-5 a ich poloha na motore je taká, aby boli čo najbližšie ťažisku motora, z dôvodu priaznivého namáhaniu loží, no zároveň sú umiestnené na chladnej časti motora, t.j. kompresore. Na závesoch je za pomoci silentblokov uchytená pohonná jednotka ku kruhu motorových loží. Schéma spojenia závesu motora s motorovými ložmi je na Obr. 11-4. Kruh motorových loží je vyrobený z chróm-molybdénovej ocele, obopína pohonnú jednotku po celom jej obvode a je zavesený na prúty motorových loží pomocou závesov vidlica-oko. Na Obr. 11-3 sú zobrazené základné rozmery navrhovaných loží.

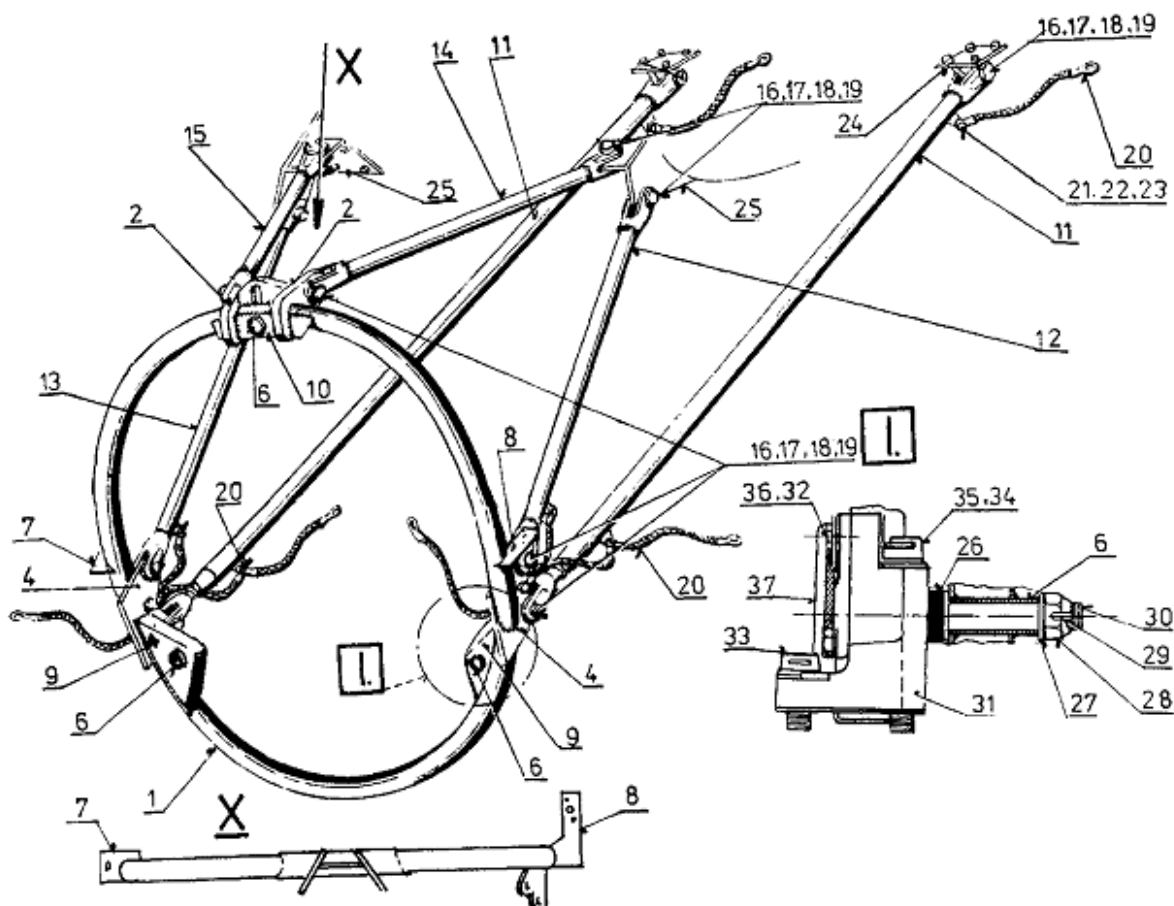


Obr. 11-4 Schéma spojenia závesu motora s motorovými ložmi [40]



Obr. 11-5 GE H85 [34]

Navrhnuté motorové lože sú, až na typ zavesenia na požiarnu prepážku a rozmery jednotlivých vzpier, zhodné s motorovými ložami L 410. Tie sú spolu s podrobným popisom zobrazené na Obr. 11-6.

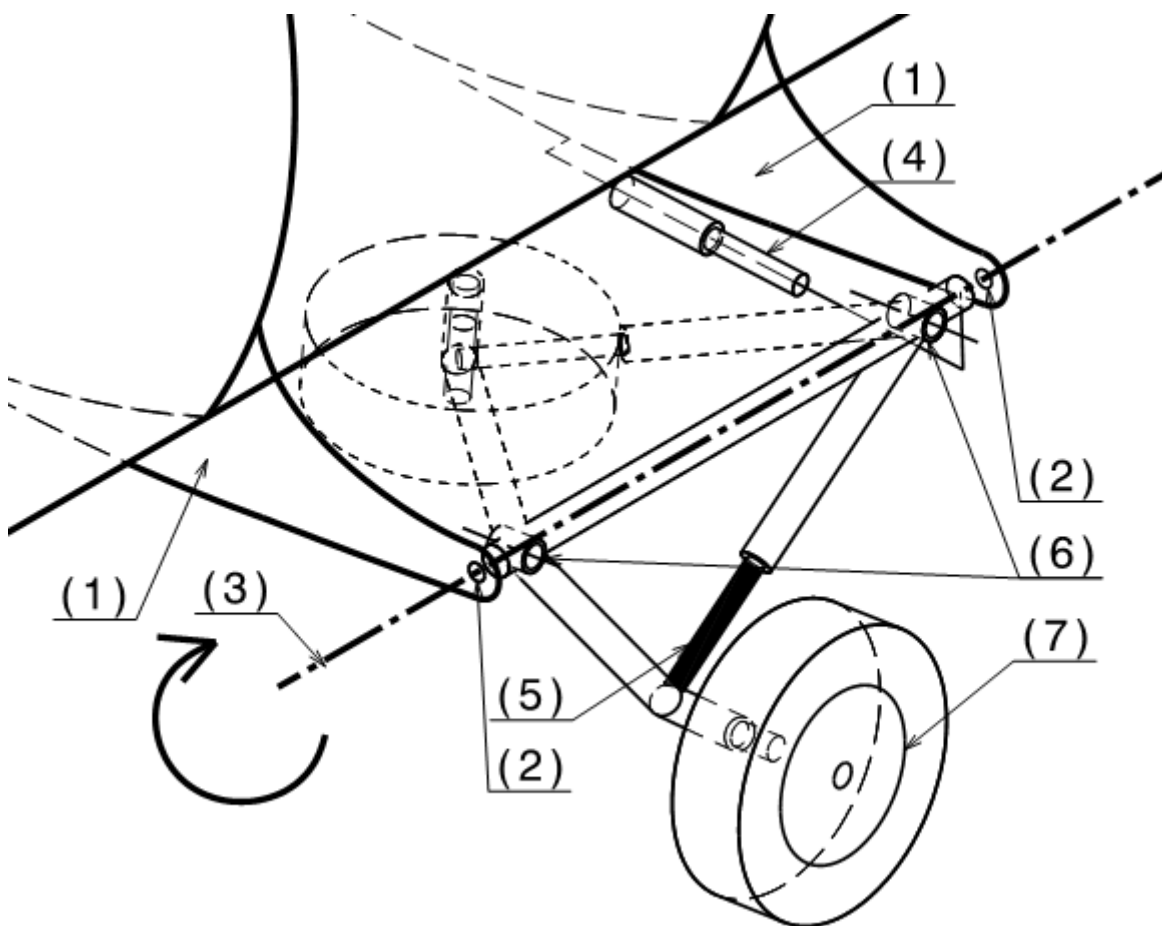


Obr. 11-6 Motorové lože L 410 [41] – (1) Kruh motorových loží, (2) Horný záves, (3)(4) Bočný záves, (5) (6) Puzdro, (7) Pravá opierka, (8) Ľavá opierka, (9) Bočnica, (10) Bočnica, (11) Spodná vzpera, (12) Bočná vzpera, (13) Bočná vzpera, (14)(15) Horná vzpera, (16) Čap, (17) Matica, (18) Podložka, (19) Závlačka, (20) Premostenie, (21) Šrób,, (22) Podložka, (23) Matica, (24) Zadný záves motorových loží, (25) Predný záves motorových loží, (26) Tlmič, (27) Podložka, (28) Matica, (29) Závlačka, (30) Šrób, (31) Skriňa tlmiča, (32)(33)(34) Šrób, (35)(36) Podložka, (37) Veko skrine tlmiča

12. ZÁSTAVBA PRISTÁVACIEHO PODVOZKU

Táto kapitola sa zaoberá zástavbou pristávacieho podvozku z konštrukčného hľadiska. Voľba usporiadania pristávacieho zariadenia a jeho základné geometrické parametre boli prebraté v kap. 2.4. Pre pripomenutie uvádzame, že pre letún bolo zvolené ťažhové pristávacie zariadenie s predným kolesom a hlavnými podvozkovými jednotkami umiestnenými za ťažiskom. Hlavný pristávací podvozok, najmä jeho konštrukcia a mechanizmus ťažhovania, boli navrhnuté v maximálnej miere v súlade s konštrukčnou dedičnosťou s L 410. Táto by mala napomôcť k schopnosti letúna operovať aj na neštandardných pristávacích plochách.

12.1 HLAVNÉ PRISTÁVACIE ZARIADENIE

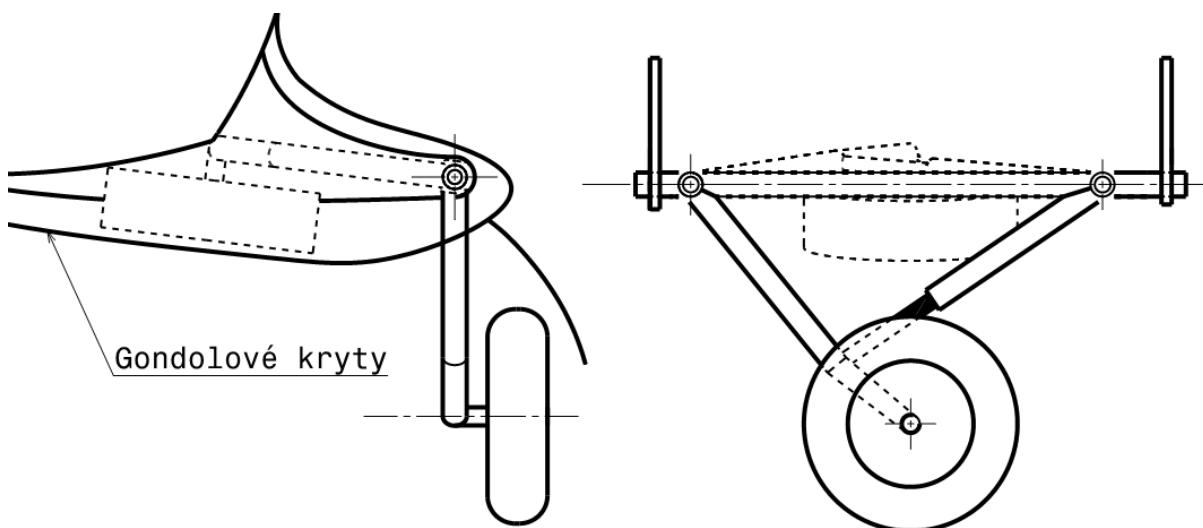


Obr. 12-1 3D schematický návrh hlavného pristávacieho zariadenia. Vytiahnuté – plná čiara, zatiahnuté – čiarkovaná

Hlavný pristávací podvozok, najmä jeho konštrukcia a mechanizmus ťažhovania, bol navrhnutý v súlade s konštrukčnou dedičnosťou s L 410. Jeho schematický návrh je zobrazený na Obr. 12-1. Hlavný podvozok je ťažhový a ukrytý v aerodynamicky tvarovaných gondolových krytoch. Tie, z dôvodu prehľadnosti, na obrázku nie sú. Zatiahnutý stav je vyznačený čiarkovanou čiarou, vytiahnutý plnou. Pristávacie zariadenie je uchytené

k trupu pomocou nosných rebier (1), ktoré sú pripevnené nerozoberateľnými spojmami k trupovým prepážkam. Podvozok je v týchto rebrách uložený v dvojici klzných ložísk (2), ktoré tvoria osu otáčania (3) pri jeho zaťahovaní a vyťahovaní. Pohyb pristávacieho zariadenia je vykonávaný pomocou hydraulického valca s piestom (4). Dôležitou časťou zariadenia je olejo-pneumatický tlmič (5), ktorý tlmí prudké nárazy pri dosadaní letúna. Aby mohol byť jeho pohyb vykonávaný, sú na podvozkovú nohu umiestnené dva rotačné kĺby (6). Samotná pneumatika by mala byť tvarom, materiálom a vnútorným tlakom prispôbena pristávaniu na klasických, ale aj nespevnených pristávacích plochách. Pre brzdenie sa používa systém kotúčových bŕzd, ktorý sa nachádza vo vnútri kolesa (7).

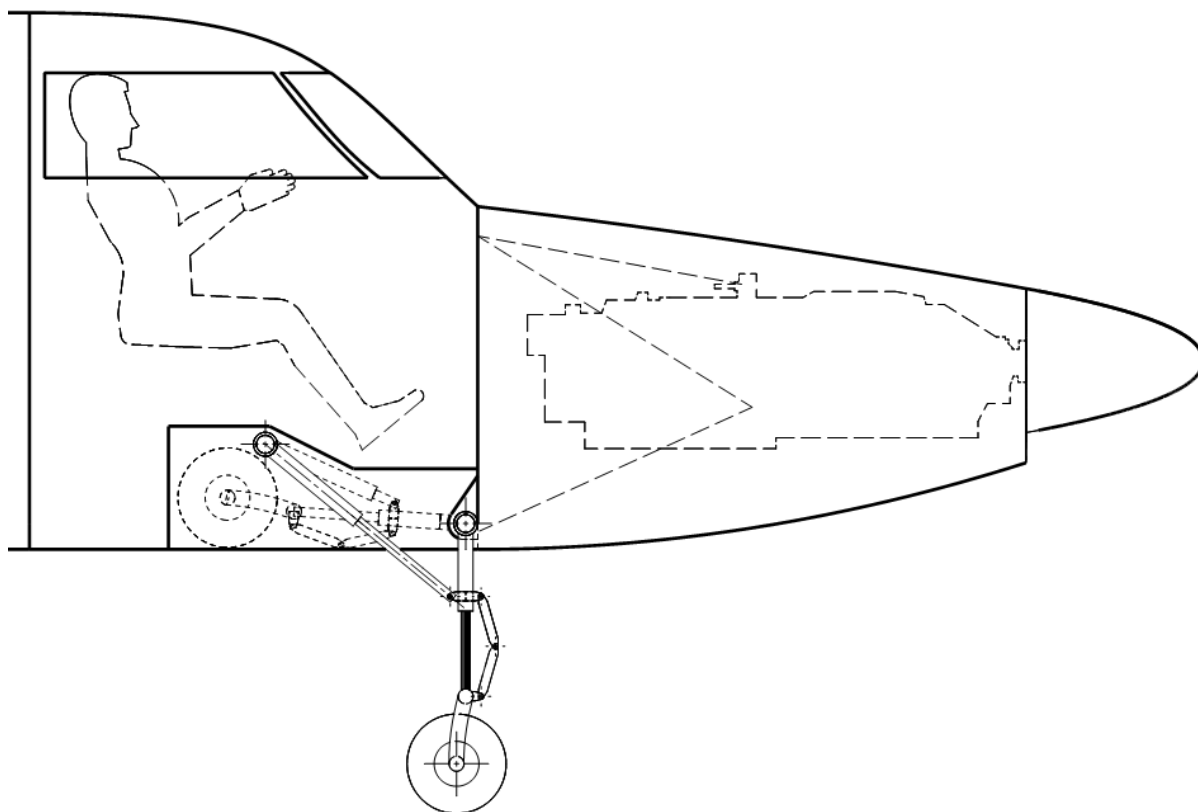
Výhoda tohto spôsobu usporiadania tkvie v jeho jednoduchosti a jeho rokmi osvedčenej spoľahlivosti. Nevýhodou je, že sa bočné sily na podvozok prenášajú aj cez tlmič, následkom čoho nie je namáhaný len osovo, čím môže dochádzať k opotrebeniu tesnenia.



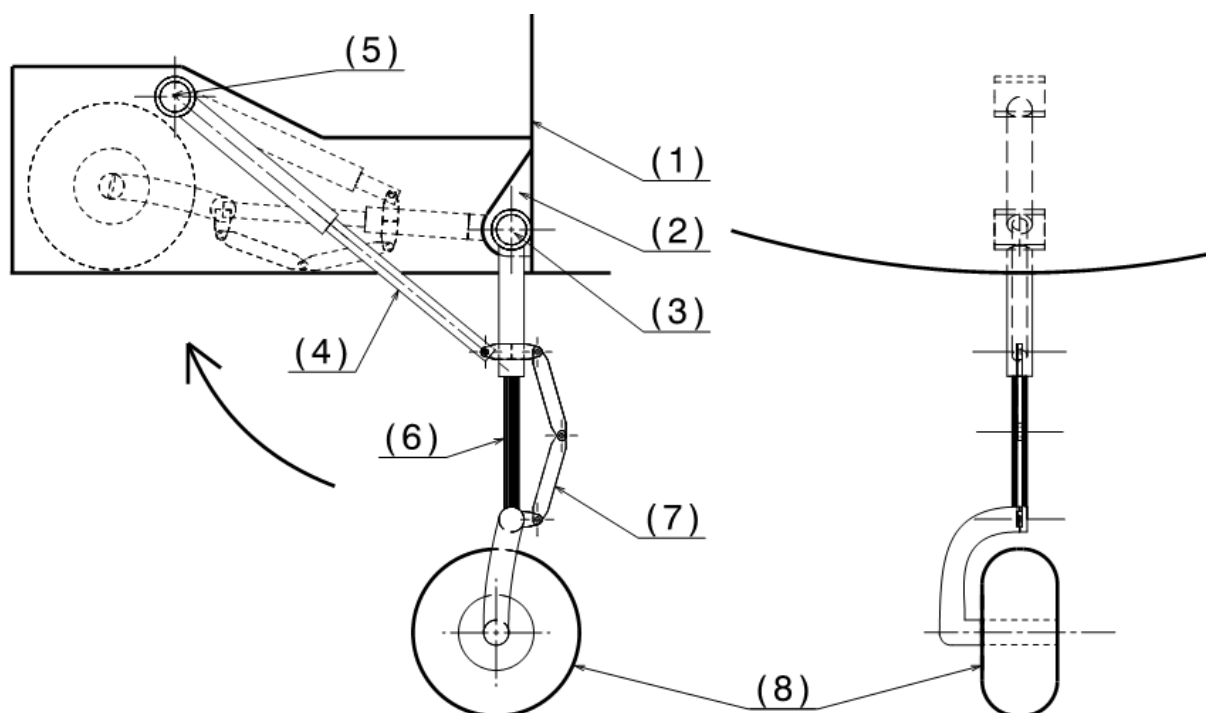
Obr. 12-2 Schematický návrh hlavného pristávacieho zariadenia v pohľadoch. Vytiahnuté – plná čiara, zatiahnuté – čiarkovaná

12.2 PREDNÉ PRISTÁVACIE ZARIADENIE

Pri návrhu predného pristávacieho zariadenia nemohla byť dodržaná technologická dedičnosť s L 410. Tento fakt dokazuje Obr. 12-3, na ktorom je umiestnenie pristávacieho zariadenia na navrhovanom letúne. Na rozdiel od L 410, ho z priestorových dôvodov nemožno zaťahovať proti smeru letu, do časti pred požiarnou prepážkou, kde sa nachádza motor, motorové lože a príslušné agregáty motora, ktoré by jeho uloženiu prekážali. Namiesto pákového podvozku bol využitý teleskopický, ktorý má tlmič umiestnený priamo v telese podvozku a po zatiahnutí využíva menej priestoru v letúne. Prípadné obmedzenie tlmiacich vlastností stavebnou výškou tlmiča sa nepredpokladá, nakoľko sa jedná o podvozok predný s nižšími požiadavkami na tlmenie.



Obr. 12-3 Umiestnenie predného pristávacieho zariadenia v navrhovanom letúne



Obr. 12-4 Predné pristávacie zariadenie. Vytiahnuté – plná čiara, zatiahnuté – čiarkovaná

Obr. 12-4 ukazuje detail navrhovaného predného, jednokolesového, pristávacieho zariadenia. Hlavná noha je uchytená na požiarnej prepážke (1) za pomoci závesov (2). Uloženie nohy v týchto závesoch je rotačné, s klzným ložiskom a okolo jeho osi otáčania (3) dochádza k zaťahovaniu a vyťahovaniu podvozku. Tento pohyb je vykonávaný pomocou hydraulického agregátu, pričom valec s piestom, ktorý ho iniciujú, sú umiestnené do vzpery (4). Tá zároveň slúži aj ako podpora pri prenášaní záťaže. Jej rotačný člen (5) je ukotvený do prepážky trupu. Podvozková noha je teleskopická a jej tlmič (6) je umiestnený priamo v telese podvozku. Takéto usporiadanie si vyžaduje použitie nožnicového mechanizmu (7). Osa podvozkovej nohy je zároveň osou otáčania predného pristávacieho zariadenia, používaná k jeho riadeniu. Koleso predného pristávacieho zariadenia (8) v sebe neobsahuje brzdú, čo je výhodné z hľadiska jeho hmotnosti.

Aspekt statickej stability bude zabezpečovať vychýlenie osy konštrukcie podvozkovej nohy smerom dopredu (v smere letu). Dynamická stabilita je zabezpečená tým, že osa otáčania nohy pretína VPD pred bodom dotyku kolesa so zemou. Zároveň v sebe bude pristávacie zariadenie obsahovať tlmiče bočných kmitov a k riadeniu predného kolesa budú využité hydraulické agregáty.

13. FINANČNÁ ANALÝZA

Odhad nákladov na vývoj a výrobu letúna, uvedený v tejto kapitole, pochádza z metódy vyvinutej USAF (United States Air Force) [20], ktorá vznikla skúmaním vývoja 29 letúnov postavených v rokoch 1945-1970. Jej cieľom bolo s čo najmenším počtom vstupných hodnôt dostať čo najpresnejší odhad. Bolo zistené, že náklady na projekt je možné pri znalosti platového ohodnotenia v danom regióne odhadnúť na základe týchto troch parametrov:

- Hmotnosť prázdneho letúna A
- Maximálna rýchlosť letúna S
- Počet vyrobených kusov (prototypová / sériová výroba) Q

Ostatné faktory sú považované za druhotné. Spôsob je však nutné brať iba orientačne, nakoľko sa neustále menia ceny materiálov, zariadení, miera inflácie, a pod.

13.1 ZÁKLADNÉ VSTUPNÉ PARAMETRE

13.1.1 HMOTNOSŤ PRÁZDNEHO LETÚNA A

Je braná ako prázdna hmotnosť letúna bez hmotnosti motoru, vrtule, nádrže, kolies, brzd, pneumatík, prístrojov, avioniky, elektrickej siete, batérií, klimatizácie a pod. Značí sa A a je počítaná v lb.

Z hmotnostného rozboru v kap. 4 vyplýva

$$A = 2100 \text{ kg} = 4630 \text{ lb} \quad (13.1)$$

13.1.2 MAXIMÁLNA RÝCHLOSŤ LETÚNA S

Je uvažovaná ako maximálna rýchlosť v optimálnej výške. Značí sa S a je uvádzaná v kts. Jej ekvivalentom je v obálke letu, kap. 6, rýchlosť V_C

$$S = 350 \frac{\text{km}}{\text{h}} = 190 \text{ kts} \quad (13.2)$$

13.1.3 POČET VYROBENÝCH KUSOV Q

Delí sa na počet vyrobených prototypov Q_P a počet kusov vyrobených v sérií Q_S . Bola predpokladaná výroba 2 ks prototypov pre letové skúšky, 1,8 ks pre statické a únavové skúšky a 400 ks vyrobených v sérií.

Tab. 13-1 Počet vyrobených kusov

| | | | |
|--------------------------------|-------|-----|----|
| Počet vyrobených prototypov | Q_P | 3,8 | ks |
| Počet vyrobených kusov v sérií | Q_S | 400 | ks |

13.1.4 MESAČNÁ PRODUKCIA

Mesačná produkcia je značená R a udáva sa v počte vyrobených kusov za mesiac. Bola predpokladaná doba 6 mesiacov na výrobu 1 prototypu a výroba 100 ks letúna za 1 rok.

Tab. 13-2 Mesačná produkcia

| | | | |
|--------------------------|-------|------|-----------|
| 1 prototyp za 6 mesiacov | R_p | 0,16 | ks/mesiac |
| 100 letúnov za 1 rok | R_s | 8,33 | ks/mesiac |

13.1.5 MZDY PRACOVNÍKOM

Metóda rozlišuje dva základné druhy pracovníkov podieľajúcich sa na výskume a výrobe, a to inžinierov a robotníkov. Pre každú triedu existuje iné platové ohodnotenie a rozlišujú sa inžinierske hodiny (E_h) a robotnícke hodiny (R_h) strávené na projekte.

Platové ohodnotenie pre obe triedy bolo určené zo štatistiky uvedenej zdrojmi [21] a [22].

Tab. 13-3 Platové ohodnotenie pre inžinierske a robotnícke práce

| Inžinierske práce | | | Robotnícke práce | | |
|--|-------------------|-----------------|--|--|-----------------|
| Zdroj | Typ práce | Hrubá mzda | Zdroj | Typ práce | Hrubá mzda |
| [21] | Strojní inžinier | 47 708 Kč | [21] | Mechanik a opravár leteckých motorov a zariadení | 36 828 Kč |
| [22] | Strojní inžinier | 37 373 Kč | [21] | Karosár a klampiar | 44 490 Kč |
| [22] | Procesný inžinier | 39 537 Kč | [21] | Prevádzkový zámočník a údržbár | 27 143 Kč |
| | | | [22] | Montážnik | 25 610 Kč |
| Priemer | | 41 539 Kč | Priemer | | 33 518 Kč |
| Sociálne odvody zamestnávateľa (25% z HM) | | 10 385 Kč | Sociálne odvody zamestnávateľa (25% z HM) | | 8 380 Kč |
| Zdravotné odvody zamestnávateľa (9% z HM) | | 3 739 Kč | Zdravotné odvody zamestnávateľa (9% z HM) | | 3 017 Kč |
| Počet pracovných hodín na mesiac v roku 2019 | | 167 h/m | Počet pracovných hodín na mesiac v roku 2019 | | 167 h/m |
| Hodinová mzda vrátane odvodov | | 333 Kč/h | Hodinová mzda vrátane odvodov | | 270 Kč/h |

13.1.6 MIERA INFLÁCIE

Metóda USAF udáva sadzby v amerických dolároch (USD) pre rok 1970. Z tohto dôvodu bolo nutné do výpočtov zahrnúť vplyv inflácie doláru za obdobie 1970 - 2019. Miera inflácie bola prepočítaná podľa zdroja [23]. Ten uvádza, že kumulatívny nárast cien USD pre obdobie 1970 – 2019 činí 560%. Pre výpočty bol uvažovaný inflačný koeficient

$$k_{infl} = 5,6 \quad (13.3)$$

13.1.7 KURZ USD/Kč

Na prepočet meny USD do CZK bol použitý priemerný kurz za obdobie od 1.1.2019 do 26.1.2019 a to

$$1 \text{ USD} = 22,4 \text{ CZK} \quad (13.4)$$



Obr. 13-1 Vývoj kurzu USD/CZK od 1.1.2019 do 26.1.2019

13.2 POLOŽKY PRE VÝVOJ A VÝROBU

13.2.1 INŽINERSKE VÝVOJOVÉ PRÁCE E

Táto položka v sebe zahŕňa návrhové štúdiá a zostavy, tunelové meranie, makety, laboratórnu prácu, stendové a vývojové pevnostné skúšky, výkresovú dokumentáciu, technologickú prípravu a výpočty spoľahlivosti. Počet inžinierskych hodín (Eh) E bol vypočítaný ako

$$E = 0,0396 \cdot A^{0,791} S^{1,526} Q^{0,183} \quad (13.5)$$

A je prázdna hmotnosť letúna v lb, S je maximálna rýchlosť letúna v kts a Q je počet vyrobených kusov.

PROTOTYPY

V kap. 13.1.3 bola predpokladaná výroba 2 ks prototypov pre letové skúšky a 1,8 ks pre statické a únavové skúšky. Celkový počet vyrobených prototypov $Q_p = 3,8$ ks. Počet hodín inžinierskej vývojovej práce v inžinierskych hodinách (Eh) je zobrazený v Tab. 13-4.

Tab. 13-4 Inžinierske vývojové práce prototypu. Eh – inžinierska hodina

| Veličina | Hodnota | Jednotka |
|-------------------|------------|----------|
| Q_p | 3,8 | [ks] |
| E_p | 119 450 | [Eh] |
| Cena E_p (2019) | 39 743 000 | [Kč] |

SÉRIOVÁ VÝROBA

Tab. 13-5 Inžinierske vývojové práce pri sériovej výrobe. Eh – inžinierska hodina

| | | | | | |
|------------|---------|---------|---------|---------|---------|
| Q_s [ks] | 50 | 100 | 200 | 300 | 400 |
| E_s [Eh] | 191 425 | 217 314 | 246 704 | 265 706 | 280 069 |

13.2.2 ZABEZPEČENIE VÝVOJA D

Je to nevratné výrobné úsilie vynaložené na zabezpečenie vývoja. Patrí sem materiál, inžinierske a robotnícke hodiny na vyrobenie makiet, skúšobných vzorkov a súčastí pre statické skúšky, stendy a pod. Náklady na zaistenie vývoja v USD (1970) boli vypočítané ako

$$D = 0,008325 \cdot A^{0,873} S^{1,89} Q_p^{0,346} \quad (13.6)$$

A je prázdna hmotnosť letúna v lb, S je maximálna rýchlosť letúna v kts a Q_p je počet vyrobených kusov prototypov.

PROTOTYPY

V tomto prípade bolo počítané s dvoma potrebnými prototypmi pre letové skúšky, $Q_p = 2$ ks.

Rozdelenie výslednej sumy bolo v pomere 20% za materiál, 40% za inžinierske hodiny (Eh) a 40% za robotnícke hodiny (Rh)

Tab. 13-6 Zabezpečenie vývoja prototypu D

| Veličina | Hodnota | Jednotka |
|------------------|------------|----------|
| Q_p | 2 | [ks] |
| D_p USD (1970) | 420 335 | [\$] |
| D_p USD (2019) | 2 353 875 | [\$] |
| D_p CZK (2019) | 52 727 000 | [Kč] |

Tab. 13-7 Rozdelenie D na položky

| | Pomer | Počet hodín | Cena |
|--------------------|-----------|-------------|---------------|
| Inžinierske hodiny | 40% D_p | 70 164 Eh | 23 345 000 Kč |
| Robotnícke hodiny | 40% D_p | 39 279 Rh | 18 837 000 Kč |
| Materiál | 20% D_p | | 10 545 000 Kč |

13.2.3 LETOVÉ SKÚŠKY F

Hlavným cieľom letových skúšok je overiť letovú obálku, vlastnosti, výkony, údržbu a schopnosť prevádzky letúna. Do tejto položky patria náklady na vykonanie letových skúšok, teda inžiniersku prípravu skúšok, vyhodnotenie, dielenské zaistenie, technika na meranie, náhradné diely, palivo, platy pilotov, prenájom a poistenie. Nie sú tu obsiahnuté náklady na výrobu prototypov pre letové skúšky.

Zdroj [10] uvádza zjednodušený model pre výpočet ceny letových skúšok. V českej praxi na jednu letovú hodinu pripadá približne 20 Eh a 40 Rh. Je potreba overiť oba prototypy, preto $Q_p = 2$ a pre overenie oboch sa predpokladá dohromady 400 letových hodín. Spotreba paliva GE H-85 je 240 l/hod a súčasná cena paliva na trhu je 40 Kč/l. Na základe týchto údajov bola vypočítaná cena letových skúšok

$$F = \text{letové hodiny} \cdot (\text{cena paliva/hod} + \text{cena Eh} + \text{cena Rh}) \quad (13.7)$$

$$F = 400 \cdot (240 \cdot 40 + 20 \cdot 333 + 40 \cdot 270) = 10\,824\,000 \text{ Kč} \quad (13.8)$$

13.2.4 PRÍPRAVKY T

Vypočítané T hodiny v sebe obsahujú konštrukciu, prípravu výroby prípravkov, výrobu prípravkov, ich meranie, údržbu a zmeny. Podľa USAF medzi prípravky patria všetky druhy meradiel, šablón, modelov a foriem pre odlievania, špeciálne náradie, špeciálne meradlá a kontrolné stendy. Počet hodín k zabezpečeniu výroby prípravkov:

$$T = 4,0127 \cdot A^{0,764} S^{0,899} Q^{0,178} R^{0,066} \quad (13.9)$$

A je prázdna hmotnosť letúna v lb, S je maximálna rýchlosť letúna v kts, Q je počet vyrobených kusov a R je mesačná produkcia.

Predpokladá sa rozdelenie T -hodín v pomere 20% na E_h a 80% na R_h .

PROTOTYPY

Tab. 13-8 Prípravkové vybavenie na prototyp

| Veličina | Hodnota | Jednotka |
|-------------------|------------|----------|
| Q_p | 3,8 | [ks] |
| T_p | 317 095 | [h] |
| Cena T_p (2019) | 89 204 629 | [Kč] |

Tab. 13-9 Rozdelenie T na položky

| | Pomer | Počet hodín | Cena |
|--------------------|-----------|---------------|---------------|
| Inžinierske hodiny | 20% T_p | 63 419 E_h | 21 100 348 Kč |
| Robotnícke hodiny | 80% T_p | 253 676 R_h | 68 104 281 Kč |

SÉRIOVÁ VÝROBA*Tab. 13-10 Prípravkové vybavenie pri sériovej výrobe. Eh – inžinierska hodina, Rh – Robotnícka hodina*

| Q_S [ks] | 50 | 100 | 200 | 300 | 400 |
|-----------------|---------|---------|---------|---------|---------|
| T_S [Eh] | 130 203 | 147 301 | 166 643 | 179 115 | 188 526 |
| T_S [Rh] | 520 812 | 589 203 | 666 573 | 716 461 | 754 104 |
| T_S [Eh + Rh] | 651 016 | 736 503 | 833 217 | 895 576 | 942 630 |

13.2.5 VÝROBA L

Patria sem kapacity potrebné k zaisteniu prvej výroby, zostavenie konštrukcie lietadla, montáž nakupovaných súčiastok, hodiny potrebné k výrobe súčiastok, ktoré nie sú základnou súčasťou konštrukcie, ako hydraulické valce, sedačky, atď.

$$L = 28,984 \cdot A^{0,74} S^{0,543} Q^{0,526} \quad (13.10)$$

A je prázdna hmotnosť letúna v lb, S je maximálna rýchlosť letúna v kts a Q je počet vyrobených kusov. Výroba L je počítaná v robotníckych hodinách Rh.

PROTOTYPY*Tab. 13-11 Výroba prototypu. Rh – Robotnícka hodina*

| Veličina | Hodnota | Jednotka |
|-------------------|-------------|----------|
| Q_p | 3,8 | [ks] |
| L_p | 518 380 | [Rh] |
| Cena L_p (2019) | 139 169 410 | [Kč] |

SÉRIOVÁ VÝROBA

Pre sériovú výrobu je hodnota L_S znížená o 20%

Tab. 13-12 Výroba letúna pri sériovej výrobe. Rh – Robotnícka hodina

| Q_S [ks] | 50 | 100 | 200 | 300 | 400 |
|------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| L_S [Rh] | 1 600 265 | 2 301 080 | 3 308 807 | 4 092 072 | 4 757 854 |

13.2.6 KONTROLA KVALITY Q/C

Je nevyhnutná pri všetkých nakupovaných a vyrábaných súčiastkach, podzostavách a zostavách podľa materiálových a výrobných noriem, výkresov, alebo špecifikácií. Platí, že

$$Q/C = 0,13L \quad (13.11)$$

Pričom sa predpokladá rozdelenie v pomere 20% Eh a 80% Rh

PROTOTYPY

Tab. 13-13 Kontrola kvality na prototyp

| Veličina | Hodnota | Jednotka |
|---------------------|------------|----------|
| Q/C_P | 67 389 | [h] |
| Cena Q/C_P (2019) | 18 957 895 | [Kč] |

Tab. 13-14 Rozdelenie T na položky

| | Pomer | Počet hodín | Cena |
|--------------------|-------|-------------|---------------|
| Inžinierske hodiny | 20% | 13 478 Eh | 4 484 276 Kč |
| Robotnícke hodiny | 80% | 53 912 Rh | 14 473 619 Kč |

SÉRIOVÁ VÝROBA

Tab. 13-15 Kontrola kvality pri sériovej výrobe. Eh – inžinierska hodina, Rh – Robotnícka hodina

| Q_S [ks] | 50 | 100 | 200 | 300 | 400 |
|-------------------|---------|---------|---------|---------|---------|
| Q/C_S [Eh] | 41 607 | 59 828 | 86 029 | 106 394 | 123 704 |
| Q/C_S [Rh] | 166 428 | 239 312 | 344 116 | 425 575 | 494 817 |
| Q/C_S [Eh + Rh] | 208 034 | 299 140 | 430 145 | 531 969 | 618 521 |

13.2.7 MATERIÁL A VÝSTROJ M

Patria sem všetky polotovary a nakupované časti pre výrobu a zostavenie draku. Sú to plechy, profily, tyče, odliatky, výkovky, dráty, káble, trubky, sklo, textil, spojovacie materiály, púzdra, štandardizované časti elektronickej inštalácie, prvky hydrauliky vybavenie interiéru, klimatizácia a pod. Nie je tu zahrnutý motor a avionika

$$M = 25,672 \cdot A^{0,689} S^{0,624} Q^{0,792} \quad (13.12)$$

A je prázdna hmotnosť letúna v lb, S je maximálna rýchlosť letúna v kts a Q je počet vyrobených kusov.

PROTOTYPY

Tab. 13-16 Materiál a výstroj na výrobu prototypu

| Veličina | Hodnota | Jednotka |
|------------------|------------|----------|
| Q_p | 3,8 | [ks] |
| M_p (USD 1970) | 652 797 | [\$] |
| M_p (USD 2019) | 3 655 663 | [\$] |
| M_p (CZK 2019) | 81 886 845 | [Kč] |

SÉRIOVÁ VÝROBA

Tab. 13-17 Materiál a výstroj pri sériovej výrobe

| Q_s [ks] | 50 | 100 | 200 | 300 | 400 |
|------------------|-------------|---------------|---------------|---------------|---------------|
| M_s [USD 1970] | 5 025 436 | 8 701 407 | 15 066 253 | 20 771 579 | 26 086 811 |
| M_s [USD 2019] | 28 142 440 | 48 727 879 | 84 371 014 | 116 320 844 | 146 086 144 |
| M_s [CZK 2019] | 630 390 666 | 1 091 504 500 | 1 889 910 714 | 2 605 586 913 | 3 272 329 621 |

13.2.8 MOTOR A AVIONIKA (M/A)

Letún bol navrhnutý s pohonnou jednotkou GE H-85 a vrtuľou AV 725. Oba výrobcovia odmietli poskytnúť cenové údaje k produktom a preto boli odhadnuté na základe nákladovej analýzy VUT 100 [10]. Tá bola tiež použitá na odhad ceny avioniky. Predpokladá sa použitie: 2×VOR, ADF, 2×LOC, GS, MARKER, DME, 2×VKV, odpovedač SSR

| | Cena USD (2019) | Cena CZK (2019) |
|-------------|--------------------|--------------------|
| GE H-85 | 24 000 | 531 866 |
| AV-725 | 9 000 | 190 154 |
| Avionika | 50 000 | 1 120 000 |
| Σ | 83 000 | 1 842 019 |
| $Q_p = 3,8$ | 315 400 | 7 000 000 |

13.2.9 OSTATNÉ NÁKLADY

Popri zmienených nákladoch je nutné počítať aj s ďalšími, ako tunelové merania, merania únavovej životnosti, statické skúšky, maketa trupu, hlavný a predný podvozok, palivomerný systém, atď. Cena ostatných nákladov na výrobu jedného kusu prototypu bola odhadnutá na 10 000 000 Kč.

13.3 NÁKLADY NA VÝVOJ PROTOTYPU

Tab. 13-18 Náklady na vývoj letúna v CZK (2019). Eh – inžinierska hodina, Rh – Robotnícka hodina

| Činnosť | | Počet hodín | | CZK (2019) | | |
|---------------------|------|-------------|---------|-------------|-----------------|-----------------------|
| | Ozn. | Eh | Rh | Mzdy | Materiál | Celkom |
| Inž. vývojové práce | E | 119,450 | | 39,742,815 | | 39,700,000 |
| Zabezpečenie vývoja | D | 70,164 | 70,164 | 42,181,436 | 10,545,359 | 52,700,000 |
| Letové skúšky | F | | | 20,375,895 | | 20,400,000 |
| Prípravky | T | 63,419 | 253,676 | 89,204,629 | | 89,200,000 |
| Výroba | L | | 518,380 | 139,169,410 | | 139,200,000 |
| Kontrola kvality | Q/C | 13,478 | 53,912 | 18,957,895 | | 19,000,000 |
| Materiál | M | | | | 81,886,845 | 81,900,000 |
| Motor a avionika | M/A | | | | 7,000,000 | 7,000,000 |
| Ostatné náklady | | | | | 38,000,000 | 38,000,000 |
| | | | | | Suma CZK | 487,100,000 Kč |

Tab. 13-19 Náklady na vývoj letúna v USD (2019). Eh – inžinierska hodina, Rh – Robotnícka hodina

| Činnosť | | Počet hodín | | USD (2019) | | |
|---------------------|------|-------------|---------|------------|-----------------|----------------------|
| | Ozn. | Eh | Rh | Mzdy | Materiál | Celkom |
| Inž. vývojové práce | E | 119,450 | | 1,774,233 | | 1,772,300 |
| Zabezpečenie vývoja | D | 70,164 | 70,164 | 1,883,100 | 470,775 | 2,352,700 |
| Letové skúšky | F | | | 909,638 | | 910,700 |
| Prípravky | T | 63,419 | 253,676 | 3,982,350 | | 3,982,100 |
| Výroba | L | | 518,380 | 6,212,920 | | 6,214,300 |
| Kontrola kvality | Q/C | 13,478 | 53,912 | 846,335 | | 848,200 |
| Materiál | M | | | | 3,655,663 | 3,656,300 |
| Motor a avionika | M/A | | | | 312,485 | 312,500 |
| Ostatné náklady | | | | | 1,696,429 | 1,696,400 |
| | | | | | Suma USD | \$ 21,745,500 |

13.4 SÉRIOVÁ VÝROBA

13.4.1 NÁKLADY NA VÝROBU SÉRIE V CZK (2019)

Tab. 13-20 Náklady na výrobu série v CZK (2019). Eh – inžinierska hodina, Rh – Robotnícka hodina

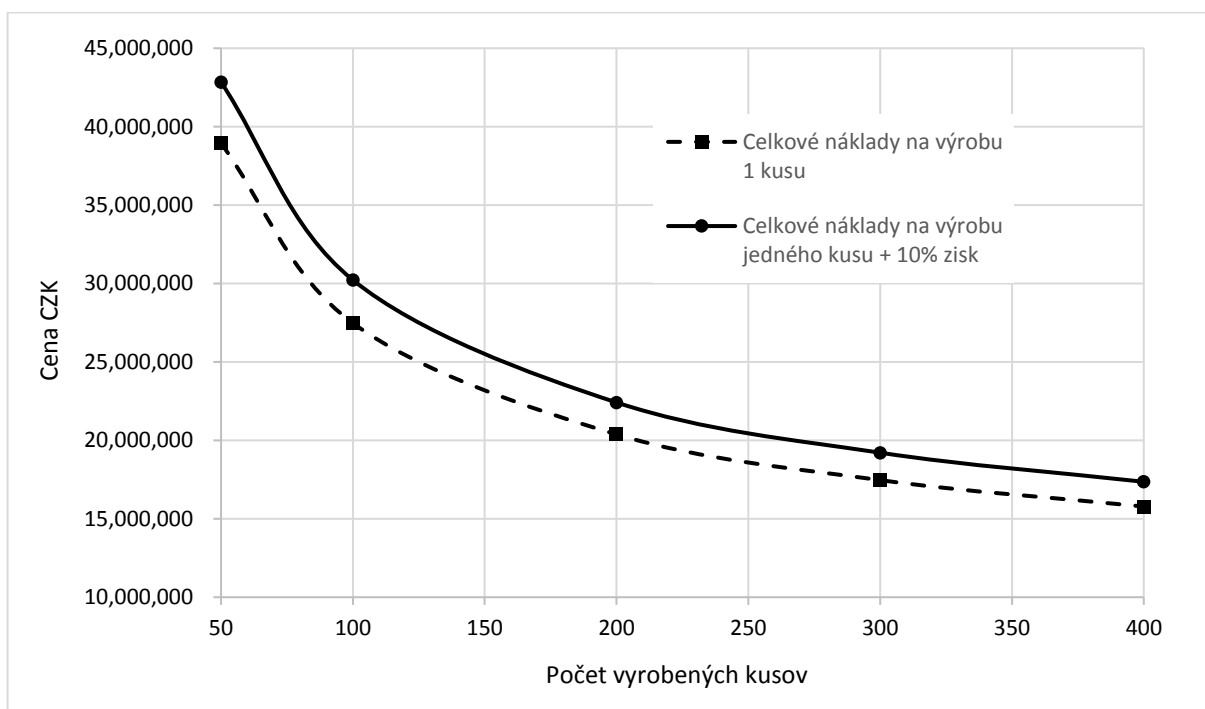
| Činnosť | | | | Počet vyrobených kusov Q | | | | |
|--|------|----------|-----|--------------------------|---------------|---------------|---------------|---------------|
| | Ozn. | Položka | | 50 | 100 | 200 | 300 | 400 |
| Inž. vývojové práce | E | Eh | h | 191,425 | 217,314 | 246,704 | 265,706 | 280,069 |
| | | Mzdy | CZK | 63,689,778 | 72,303,318 | 82,081,771 | 88,403,898 | 93,182,682 |
| Prípravky | T | Eh | h | 130,203 | 147,301 | 166,643 | 179,115 | 188,526 |
| | | Rh | h | 520,812 | 589,203 | 666,573 | 716,461 | 754,104 |
| | | Mzdy | CZK | 183,142,782 | 207,192,078 | 234,399,394 | 251,942,091 | 265,179,425 |
| Výroba | L | Rh | h | 1,600,265 | 2,301,080 | 3,308,807 | 4,092,072 | 4,757,854 |
| | | Mzdy | CZK | 429,622,928 | 617,770,503 | 888,314,776 | 1,098,597,751 | 1,277,340,269 |
| Kontrola kvality | Q/C | Eh | h | 41 607 | 59 828 | 86 029 | 106 394 | 123 704 |
| | | Rh | h | 166 428 | 239 312 | 344 116 | 425 575 | 494 817 |
| | | Mzdy | CZK | 58,523,969 | 84,153,753 | 121,007,756 | 149,652,862 | 174,001,473 |
| Materiál | M | Materiál | CZK | 630,390,666 | 1,091,504,500 | 1,889,910,714 | 2,605,586,913 | 3,272,329,621 |
| Motor a avionika | M/A | Materiál | CZK | 92,100,960 | 184,201,920 | 368,403,840 | 552,605,760 | 736,807,680 |
| Celkové náklady = Náklady na výrobu série + Náklady na vývoj | | | CZK | 1,947,222,000 | 2,747,780,000 | 4,076,037,000 | 5,239,675,000 | 6,312,540,000 |
| Celkové náklady na výrobu 1 kusu | | | CZK | 38,944,000 | 27,478,000 | 20,380,000 | 17,466,000 | 15,781,000 |
| Celkové náklady na výrobu jedného kusu + 10% | | | CZK | 42,838,000 | 30,226,000 | 22,418,000 | 19,213,000 | 17,359,000 |

13.4.2 NÁKLADY NA VÝROBU SÉRIE V USD (2019)

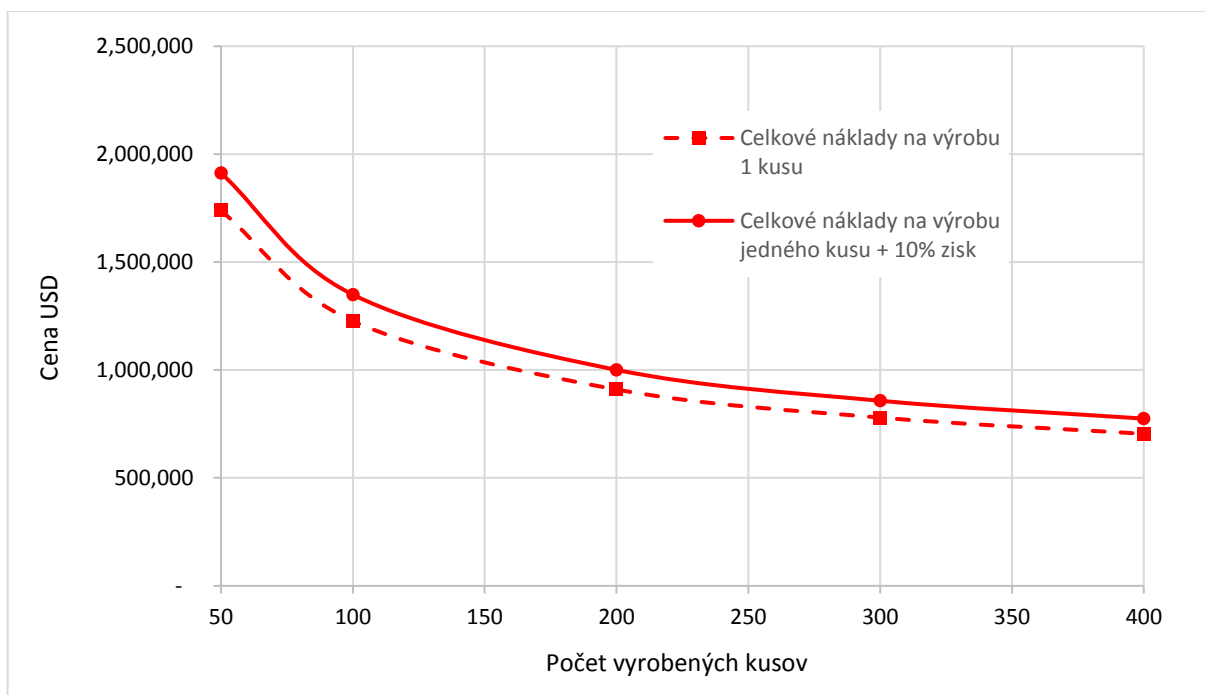
Tab. 13-21 Náklady na výrobu série v USD (2019). Eh – inžinierska hodina, Rh – Robotnícka hodina

| Činnosť | | | | Počet vyrobených kusov Q | | | | |
|--|------|----------|-----|--------------------------|-------------|-------------|-------------|-------------|
| | Ozn. | Položka | | 50 | 100 | 200 | 300 | 400 |
| Inž. vývojové práce | E | Eh | h | 191,425 | 217,314 | 246,704 | 265,706 | 280,069 |
| | | Mzdy | USD | 2,843,294 | 3,227,827 | 3,664,365 | 3,946,603 | 4,159,941 |
| Prípravky | T | Eh | h | 130,203 | 147,301 | 166,643 | 179,115 | 188,526 |
| | | Rh | h | 520,812 | 589,203 | 666,573 | 716,461 | 754,104 |
| | | Mzdy | USD | 8,176,017 | 9,249,646 | 10,464,259 | 11,247,415 | 11,838,367 |
| Výroba | L | Rh | h | 1,600,265 | 2,301,080 | 3,308,807 | 4,092,072 | 4,757,854 |
| | | Mzdy | USD | 19,179,595 | 27,579,040 | 39,656,910 | 49,044,542 | 57,024,119 |
| Kontrola kvality | Q/C | Eh | h | 41 607 | 59 828 | 86 029 | 106 394 | 123 704 |
| | | Rh | h | 166 428 | 239 312 | 344 116 | 425 575 | 494 817 |
| | | Mzdy | USD | 2,612,677 | 3,756,864 | 5,402,132 | 6,680,931 | 7,767,923 |
| Materiál | M | Materiál | USD | 28,142,440 | 48,727,879 | 84,371,014 | 116,320,844 | 146,086,144 |
| Motor a avionika | M/A | Materiál | USD | 4,111,650 | 8,223,300 | 16,446,600 | 24,669,900 | 32,893,200 |
| Celkové náklady = Náklady na výrobu série + Náklady na vývoj | | | USD | 86,929,600 | 122,668,800 | 181,965,900 | 233,914,100 | 281,809,800 |
| Celkové náklady na výrobu 1 kusu | | | USD | 1,738,600 | 1,226,700 | 909,800 | 779,700 | 704,500 |
| Celkové náklady na výrobu jedného kusu + 10% | | | USD | 1,912,400 | 1,349,400 | 1,000,800 | 857,700 | 775,000 |

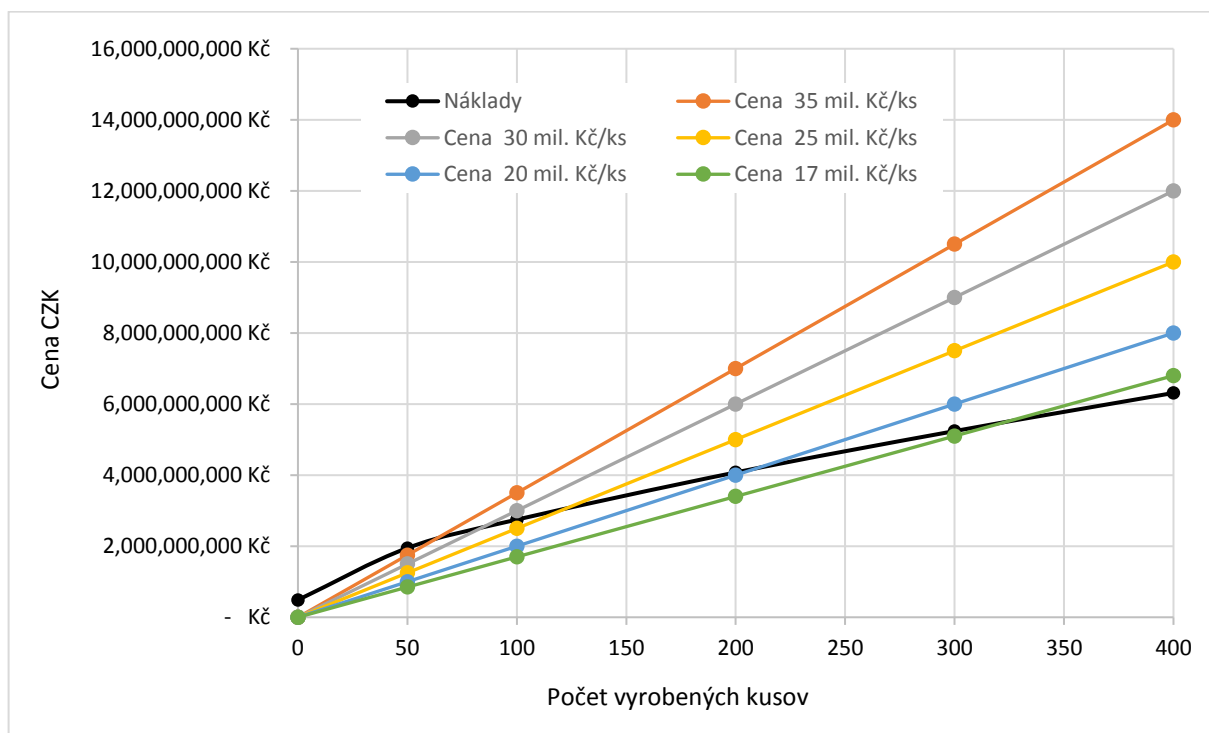
13.5 FINANČNÝ PRIEBEH



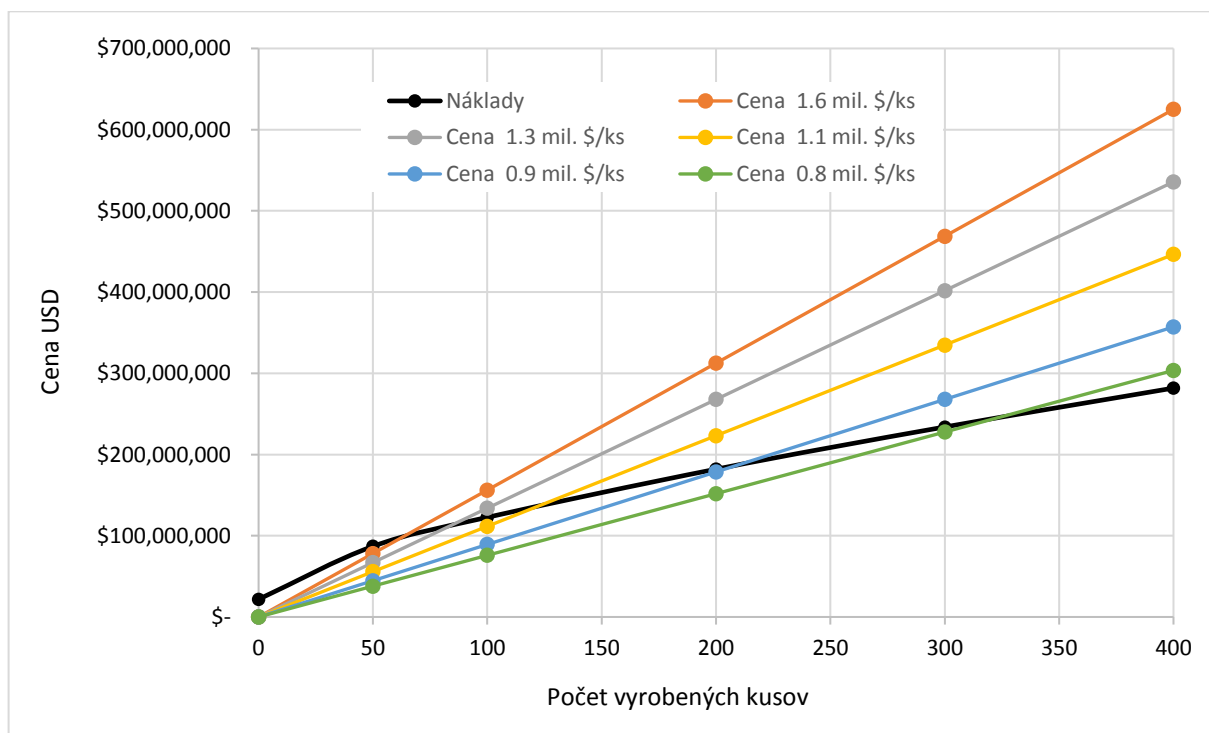
Obr. 13-2 Náklady na výrobu jedného kusu letúna pre rôzne množstvo letúnov vyrobených v sérii CZK (2019)



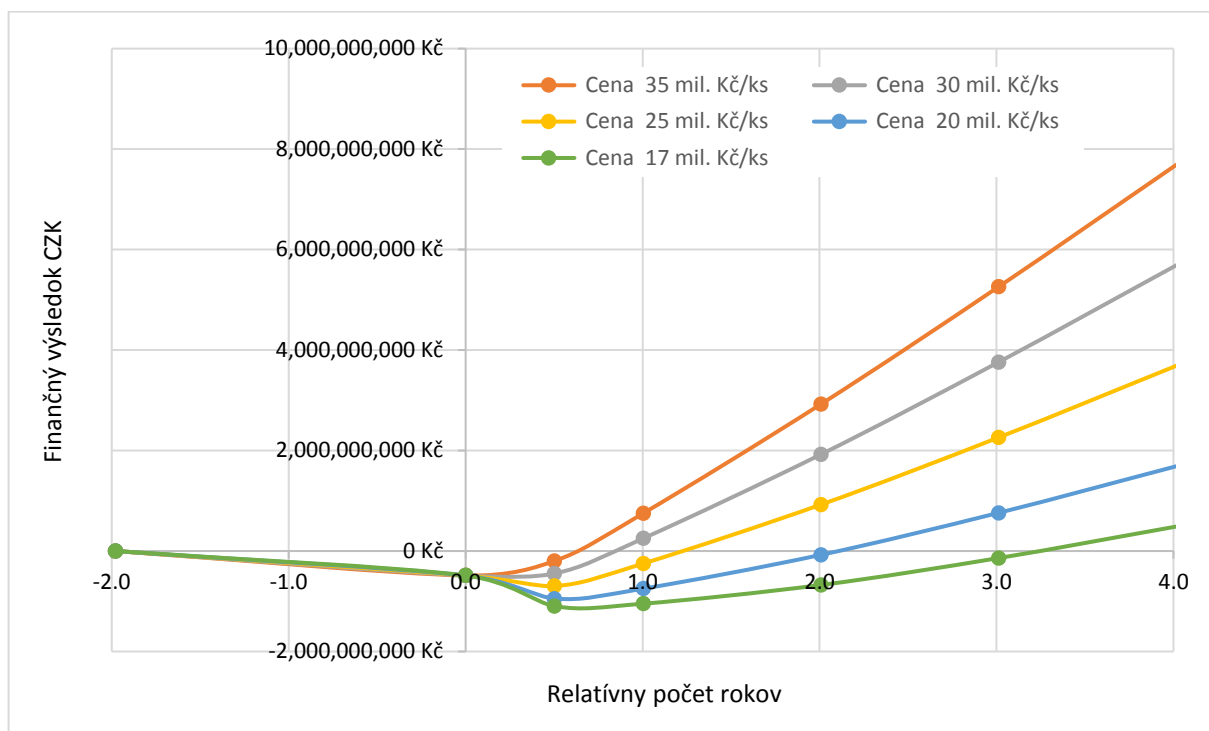
Obr. 13-3 Náklady na výrobu jedného kusu letúna pre rôzne množstvo letúnov vyrobených v sérii USD (2019)



Obr. 13-4 Priebeh nákladov a obrátu z predaja pri predaji letúnov v sérií s rôznymi cenami jedného kusu letúna v CZK (2019)



Obr. 13-5 Priebeh nákladu a obrátu z predaja pri predaji letúnov v sérií s rôznymi cenami jedného kusu letúna v USD (2019)



Obr. 13-6 Finančný výsledok („predaj“ – „náklady“) v závislosti na čase pre rôzne ceny letúna v CZK (2019)



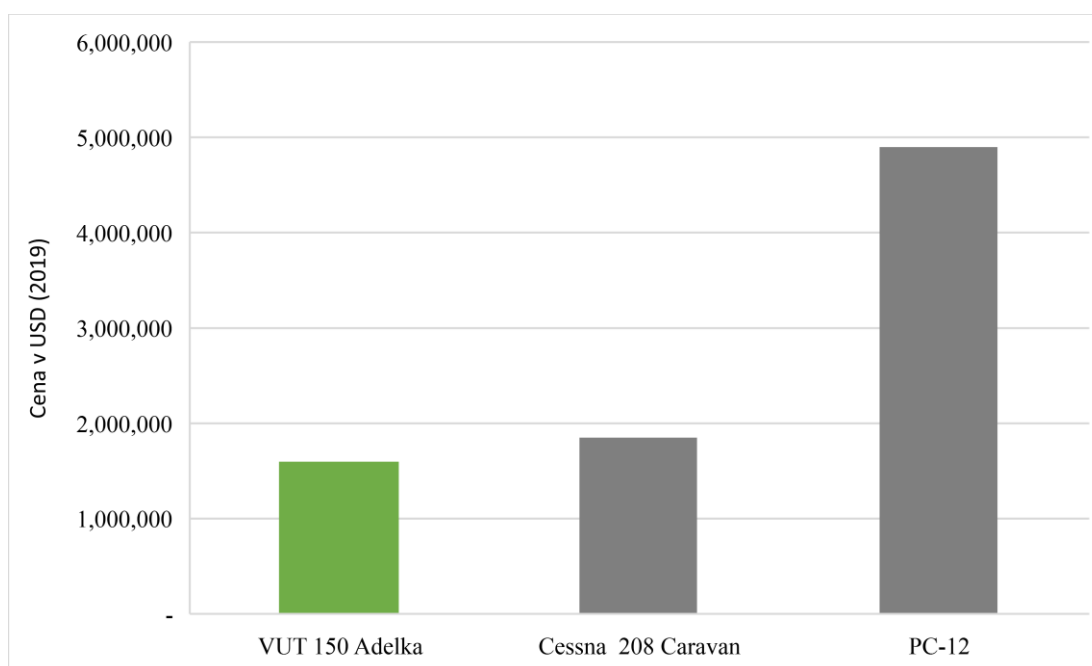
Obr. 13-7 Finančný výsledok („predaj“ – „náklady“) v závislosti na čase pre rôzne ceny letúna v USD (2019)

13.6 VYHODNOTENIE

Dôležitým bodom vo finančnej analýze je tzv. **bod zvratu**. Ten nastáva v momente rovnosti obratu z predaja a nákladov. Od tohto bodu možno projekt považovať za ziskový. Bod zvratu možno určiť z Obr. 13-4 a Obr. 13-5, ako priesečník krivky nákladov a predaja pre danú cenu jedného kusu letúna, alebo z Obr. 13-6 a Obr. 13-7, ako priesečník s osou grafu znázorňujúcou počet rokov. Kedy tento bod nastane, je závislé od ceny jedného kusu letúna.

Z uvedeného je možno stanoviť napríklad tento záver. Za predpokladu predajnej ceny 1,6 milióna USD za kus letúna dôjde k bodu zvratu po vyrobení a predaní približne 60 kusov. Pri predpokladanej ročnej produkcii 100 ks/rok to znamená približne 7-8 mesiacov od zahájenia výroby, alebo cca. 2 roky a 7-8 mesiacov od zahájenia vývojovej fáze projektu pri predpoklade 2 ročného vývoja. Od tohto momentu je projekt ziskový a jeho zisk rastie podľa uvedených grafov a tabuliek. Predajná cena 1,6 milióna USD v sebe zahŕňa náklady na vývoj a výrobu približne 60 kusov lietadiel vzťahnuté na jeden kus a zvýšené, podľa Obr. 13-2 a Obr. 13-3, o 10%-tnú prirážku k nákladom.

Obr. 13-8 ukazuje porovnanie predpokladanej predajnej ceny navrhovaného letúna s cenami podobných konkurenčných letúnov v základnej výbave. Cena navrhovaného letúna je najnižšia z nich, čo ukazuje na konkurencieschopnosť návrhu v oblasti marketingu.



Obr. 13-8 Porovnanie uvažovanej predajnej ceny návrhu s cenami podobných konkurenčných letúnov v základnej výbave v USD (2019)[38][39]

14. ZHRNUTIE VÝSLEDNÝCH PARAMETROV NÁVRHU

Tab. 14-1 Zhrnutie výsledných parametrov návrhu

| Hmotnostné | | |
|--|----------|-------------------|
| Veličina | Hodnota | Jednotka |
| Maximálna vzletová hmotnosť | 3650 | kg |
| Prázdna hmotnosť | 2100 | kg |
| Maximálne platiace zaťaženie* | 940 | kg |
| Maximálna hmotnosť paliva | 1100 | kg |
| Užitočné zaťaženie | 1550 | kg |
| | | |
| Výkonnostné | | |
| Maximálna rýchlosť horizontálneho letu | 360 | km/h |
| Cestovná rýchlosť | 350 | km/h |
| Maximálny dolet | 2700 | km |
| Dostup | 3.6 | km |
| Počet motorov | 1 | |
| Typ motora | GE H-85 | |
| Výkon motora | 634 | kW |
| Výkonové zaťaženie | 0.17 | kW/kg |
| | | |
| Geometrické | | |
| Plocha krídla | 23 | m ² |
| Plošné zaťaženie | 160 | kg/m ² |
| Rozpätie | 14.86 | m |
| Štíhlosť krídla | 9.6 | |
| Dĺžka×Výška | 13.1×4.5 | m×m |
| Priemer vrtule | 2.35 | m |

*V hmotnosti platiaceho zaťaženia je zahrnutá aj hmotnosť pilotov

ZÁVER

Cieľom diplomovej práce bol návrh jednomotorového dopravného letúna kategórie Normal podľa predpisu CS/FAR 23 s pohonnou jednotkou GE H-85. Návrh bol vykonaný tak, aby dochádzalo v maximálnej možnej miere ku konštrukčnej a technologickej dedičnosti s letúnom L 410.

V úvode práce bolo vytvorené štatistické porovnanie s podobnými letúnmi z hmotnostného, výkonnostného a geometrického hľadiska. Toto slúžilo nielen ako podklad pre prvotné odhady, ale aj ako porovnanie vlastností navrhnutého letúna s konkurenčnými letúnmi.

Prvou časťou návrhu bola voľba usporiadania a základných rozmerov letúna. Letún je, rovnako ako L 410, celokovový, so zhodnými výrobnými postupmi, frézovaným krídlom a integrálnymi palivovými nádržami, ako pri L 410 NG. Oproti L 410 bolo ďalej zachované hornoplošné usporiadanie krídla, lichobežníkový tvar krídla, pomerná hrúbka koreňových a koncových profilov, dvojštrbinová klapka a jej hĺbka v krídle, hĺbka krídelka, krivosť trupu a jeho tvar, usporiadanie a zaťažovateľnosť pristávacieho zariadenia, tvar, štihlosť a uhol šípú SOP, pomery plôch výškového a smerového kormidla ku plochám VOP a SOP, typ pohonnej jednotky a typ vrtule. Ostatné veličiny a rozmery, pri výbere usporiadania, boli prispôbené návrhu, pričom hlavnú odlišnosť je možno vidieť vo voľbe T chvostových plôch a iba jednej pohonnej jednotky, ktorá je umiestnená do prednej časti trupu. Záverom tejto časti bola zhotovená muška letúna.

Ďalšia časť sa zaoberala hmotnostnou a centrážnou analýzou. Bol v nej vytvorený prvotný odhad maximálnej vzletovej hmotnosti, hmotností jednotlivých častí letúna, paliva a platiaceho zaťaženia. Pomocou týchto údajov bolo možné zhotoviť diagram centráží a ložný plán, ktorý udáva priebeh obsadzovania letúna cestujúcimi tak, aby pri žiadnej vzletovej konfigurácii nedošlo k polohe ťažiska, ktorá by nepriaznivo ovplyvnila letové vlastnosti letúna.

Po tomto bola zhotovená letová obálka, čím boli určené hraničné hodnoty rýchlostí a násobkov, pre ktoré bude letún konštruovaný.

Nasledovalo určenie základných aerodynamických charakteristík, konkrétne vztlakovej čiary a poláry. Tie umožnili výpočet zásoby pozdĺžnej statickej stability letúna s pevným riadením a overenie letových výkonov. Pozornosť bola pritom sústredená na výkony pri horizontálnom lete, stúpaní, klesaní a dolet. Vypočítané hodnoty odporu a kĺzavosti letúna boli porovnané s rovnakými charakteristikami podobných letúnov s podobnou štihlosťou krídla.

Pokračovanie práce sa zaoberá návrhom letúna vo viacerých verziách. Okrem základnej cestovnej verzie tu bola vytvorená obchodná cestovná verzia so zvýšeným komfortom, klasická nákladová verzia a nákladová verzia kombinovaná z cestovnou, ambulantná verzia, verzia rýchlej zdravotníckej pomoci, výsadková verzia a fotogrametrická verzia.

Za týmto je v práci návrh zástavby motorových loží a pristávacieho podvozku. Pri návrhu motorových loží, bola z veľkej časti zachovaná technologická dedičnosť s letúnom L 410. Rovnako aj pri hlavnom pristávacom podvozku. Predný pristávací podvozok musel byť z priestorových dôvodov zmenený na teleskopický, ktorý je po zatiahnutí objemovo úspornejší.

V závere práce bola prevedená finančná analýza a pomocou metodiky USAF, boli odhadnuté náklady na vývoj a výrobu letúna po jeho zavedení do sériovej produkcie. Boli určené závislosti návratnosti investície a zisku pre rôzne ceny jedného kusu letúna a rôzny počet letúnov vyrobených v sérii. Na koniec bola porovnaná teoretická predajná cena s aktuálnymi cenami konkurenčných letúnov Cessna Caravan a Pilatus PC 12- NG, s ktorými by návrh mohol zdieľať cieľových zákazníkov na trhu. Analýza ukazuje na pomerne rýchlu návratnosť investície aj pri nižších predajných cenách než má konkurencia. Navyše, z prevádzkového hľadiska, možno vyzdvihnúť predp oklad nízkych nákladov na údržbu, nakoľko letún používa iba jednu pohonnú jednotku.

Tento letún sa javil ako perspektívny už pri vzniku samotnej myšlienky u prof. Antonína Pišťka. Táto diplomová práca tento fakt dokázala a ukázala, že má potenciál nielen z hľadiska jeho letových vlastností, kedy je plne schopný konkurovať najmodernejším letúnom na svetovom trhu, no javí sa, aj z pohľadu marketingu, ako výhodná investícia s pomerne krátkodobou finančnou návratnosťou pre budúcich investorov. Najvýhodnejšia by táto investícia bola pre firmu Aircraft Industries, nakoľko letún využíva konštrukčnú a technologickú koncepciu letúnov rady L 410.

POUŽITÉ INFORMAČNÉ ZDROJE

- [1] PETRÁSEK, Miloslav. *Konstrukce letadel I*. Brno, 2004. Skriptum. Vojenská akademie v Brně.
- [2] PETRÁSEK, Miloslav. *Konstrukce letadel II*. Brno: Univerzita obrany, 2011. ISBN 978-80-7231-212-2.
- [3] PETRÁSEK, Miloslav. *Konstrukce letadel III*. Brno, 2002. Skriptum. Vojenská akademie v Brně.
- [4] DANĚK, Vladimír. *Projektování letadel*. Brno: Nakladatelství VUT Brno, 1991. ISBN 80-214-0373-X.
- [5] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu. I, Letové výkony*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [6] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu. II, Letové vlastnosti*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011, 334 stran : ilustrace. ISBN 978-80-7204-761-1.
- [7] MIKULA, Jan. *Konstrukce a projektování letadel II*. Praha: Česká technika - nakladatelství ČVUT, 2005. ISBN 80-01-03338-4.
- [8] GUDMUNDSSON, Snorri. *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*. Oxford: Elsevier, 2014. ISBN 978-0-12-397308-5.
- [9] PÍŠTĚK, Antonín. *Výpočet hmotnosti lehkých letounů: Studijní podklady Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství VUT*.
- [10] PÍŠTĚK, Antonín. *Náklady na vývoj a výrobu: Studijní podklady Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství VUT*.
- [11] PÍŠTĚK, Antonín. *Výpočet zatížení křídla VUT 001 Marabu: Teoretický manuál k programu*. Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství, Brno, 2009.
- [12] ROSKAM, J. *Airplane Design II: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System*. Kansas: Roskam Aviation and Engineering, 1989, 309 s.
- [13] ROSKAM, J. *Airplane Design V: Component Weight Estimation*. Kansas: Roskam Aviation and Engineering, 1989, 209 s.
- [14] ROSKAM, J. *Airplane Design VI: Preliminary calculation of Aerodynamic, Thrust and Power characteristics*. Kansas: Roskam Aviation and Engineering, 1989, 560 s.
- [15] CS-23: Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu. Amendment 3. EASA: Evropská agentura pro bezpečnost letectví, 2012.
- [16] *Základní geometrické a aerodynamické podklady pro pevnostní výpočet letounu L 410 UVP-E*. Uherské Hradiště - Kunovice, 1985. Aircraft Industries, a.s.

- [17] KOTOLAN, Marek. *Návrh letounu VUT 100 - Rozbor hmotností a centrází - Príloha G*. Brno: Letecký ústav VUT v Brně, 2000.
- [18] TORENBEEK, Egbert. *Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design, of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion, and performance*. Hingham, MA: Sold and distributed in the U.S. and Canada by Kluwer Boston, 1982. ISBN 9024727243.
- [19] SEMAN, M. Koncepční návrh elektrického výcvikového letounu. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2018. 119s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D.
- [20] LEVENSON, G.S., H.E. BOREN, JR., D.P. TIHANSKY a F. TIMSON. *Cost Estimating Relationships for Aircraft Airframes*. United States Air Force Project Rand, 1972.
- [21] PETR@SKAUT.CZ. E-přehledy.cz: Průměrné mzdy podle profese [online]. 2018 [cit. 2018-12-07]. Dostupné z: https://eprehledy.cz/prumerne_mzdy_podle_profese.php
- [22] PAYLAB. Platy.cz [online]. 2018 [cit. 2018-12-07]. Dostupné z: <https://www.platy.cz/platy/strojirenstvi/strojni-inzenyr>
- [23] CPI Inflation Calculator [online]. Official Data Foundation / Alioth LLC., 2018, 2018 [cit. 2018-12-07]. Dostupné z: <http://www.in2013dollars.com/us/inflation/1970?amount=1>
- [24] Cessna Caravan. *Cessna Aircraft / Jet, Turboprop and Piston Models* [online]. 2019 Textron Aviation Inc. All rights reserved. [cit. 14.02.2019]. Dostupné z: <https://cessna.txtav.com/en/turboprop/caravan>
- [25] NACA 4412 (naca4412-il). *Airfoil Tools* [online]. Copyright © 2019 All Rights Reserved. [cit. 10.03.2019]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4412-il>
- [26] NACA 4418 (naca4418-il). *Airfoil Tools* [online]. Copyright © 2019 All Rights Reserved. [cit. 10.03.2019]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4418-il>
- [27] NACA 0010 (naca0010-il). *Airfoil Tools* [online]. Copyright © 2019 All Rights Reserved. [cit. 04.03.2019]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0010-il>
- [28] NACA 0012 AIRFOILS (n0012-il). *Airfoil Tools* [online]. Copyright © 2019 All Rights Reserved. [cit. 04.03.2019]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il>
- [29] *Wikipedie: Otevřená encyklopedie: Let L-410 Turbolet* [online]. c2019 [citováno 16. 02. 2019]. Dostupný z WWW: <https://cs.wikipedia.org/w/index.php?title=Let_L-410_Turbolet&oldid=16829351>
- [30] *Wind-Tunnel Investigation of Air Loads Over a Double Slotted Flap on the NACA 65(216)-215* [online]. Visconti, Fioravante, 1947 [cit. 2019-02-17]. Dostupné z:

- digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc58015/. Výskumná práca. University of North Texas Libraries.
- [31] Aircraft Industries - L 410 UVP-E20 - Hmotnost a rozměry. *Aircraft Industries - L 410 UVP-E20 - Úvod* [online]. reserved 2019 AIRCRAFT INDUSTRIES a.s. Design by [cit. 18.02.2019]. Dostupné z: http://www.let.cz/clanek_319_hmotnost-a-rozmary.html
- [32] Aircraft Industries - L 410 UVP-E20 - Verze L 410. *Aircraft Industries - L 410 UVP-E20 - Úvod* [online]. 2019 AIRCRAFT INDUSTRIES a.s. Design by [cit. 21.02.2019]. Dostupné z: http://www.let.cz/clanek_543_verze-l-410.html
- [33] Aircraft Industries - L 410 UVP-E20 - Letadlo L 410 NG. *Aircraft Industries - L 410 UVP-E20 - Úvod* [online]. Copyright © All rights are reserved 2019 AIRCRAFT INDUSTRIES a.s. Design by [cit. 08.04.2019]. Dostupné z: <http://www.let.cz/letadlo-l-410-ng.html>
- [34] GE H-Series Turboprop Engines. *GE Aviation* [online]. 2018 [cit. 2019-03-04]. Dostupné z: https://www.geaviation.com/sites/default/files/HSeries_datasheet.pdf
- [35] TYPE-CERTIFICATEDATA SHEET No. E.070 for M601/H80 series engines. *EASA* [online]. 2018 [cit. 2019-03-04]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA%20TCDS%20E.070%20issue%208.pdf>
- [36] Air-Tec's Turbo Prop Engines • GE H75 • GE H80 • GE H85. *Air Tec Global • Operational Leasing Support & Finance Solutions* [online]. Copyright © Air [cit. 15.03.2019]. Dostupné z: <https://www.air-tecm.com/air-tecs-turbo-prop-engines/>
- [37] E-mailová korešpondencia s firmou Evektor [online], 13. 3. 2019, jduda@evektor.cz.
- [38] Cessna 208 Caravan - Přehled letadel - Aeroweb.cz. *Aeroweb.cz* [online]. Copyright © 2005 [cit. 12.05.2019]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/letadla/letouny/cessna-208-caravan>
- [39] Pilatus PC-12 - Přehled letadel - Aeroweb.cz. *Aeroweb.cz* [online]. Copyright © 2005 [cit. 12.05.2019]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/letadla/letouny/pilatus-pc-12>
- [40] GE AVIATION. *Příručka pro školení o údržbě motorů řad GE H a GE M601*. Praha, 2013.
- [41] AIRCRAFT INDUSTRIES A.S. *Provozně technická příručka L 410 UVP-E, E9, E20*. Kunovice, 2000.

ZDROJE KAPITOLY 1 - ŠTATISTIKA

| Model | Výrobca | Zdroj |
|-----------------|----------------|--|
| EV-55 Outback | Evektor | https://www.evektor.cz/cz/ev-55-outback https://www.evolutionaircraft.com/wp-content/uploads/PT6A21-1158-GENERIC.pdf |
| Ae 270 Ibis | Aero Vodochody | https://cs.wikipedia.org/wiki/Aero_Ae_270_Ibis |
| PC-12 NG | Pilatus | https://www.pilatus-aircraft.com/en/fly/pc-12 https://en.wikipedia.org/wiki/Pilatus_PC-12 https://www.pilatus-aircraft.com/data/document/Pilatus-Aircraft-Ltd-PC-12NG-JustTheFacts.pdf https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA-TCDS-E.008_(IM)_Pratt_and_Whitney_Canada_PT6A--67_series_engines-04-20122007.pdf |
| King Air C90GTx | Beechcraft | https://beechcraft.txtav.com/en/king-air-c90gtx#specs https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA-TCDS-E.094_(IM)_Pratt_and_Whitney_Canada_PT6A--100_series_engines-02-17022014.pdf https://txtav.com/en/newsroom/2014/10/beechcraft-announces-performance-upgrades-to-king-air-c90gtx |
| Socata TBM 930 | Daher | http://www.tbm.aero/products/tbm-930/ https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA-TCDS-E.008_(IM)_Pratt_and_Whitney_Canada_PT6A--67_series_engines-04-20122007.pdf https://www.wingsjournal.com/dahe-tbm-930 https://sistemas.anac.gov.br/certificacao/Produtos/Espec/EA-9307-04i.pdf |
| Cessna Caravan | Textron | https://cessna.txtav.com/en/turboprop/caravan#_model-specs https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA-TCDS-E.094_(IM)_Pratt_and_Whitney_Canada_PT6A--100_series_engines-02-17022014.pdf http://hartzellprop.com/wp-content/uploads/CESSNA-208-3-BLADE-1.pdf |
| E1000 | Epic | https://3w0z92pp4tr2x6xhj4d00l3h-wpengine.netdna-ssl.com/wp-content/uploads/2017/09/Epic-Air-Brochure_Oct2017_Web_FINAL.pdf |
| Kestrel 350 | One Aviation | http://www.oneaviation.aero/kestrel/specs.php# https://en.wikipedia.org/wiki/Kestrel_K-350 |
| M600 | Piper | https://www.piper.com/aircraft/m-class/m600/performance/ https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA-TCDS-E.078_(IM)_Pratt_and_Whitney_Canada_PT6A--41_series_engines-01-31082007.pdf https://www.piper.com/wp-content/uploads/2018/05/2018_M600.pdf |

| Model | Výrobca | Zdroj |
|----------------|------------------|---|
| Bonanza G36 | Beechcraft | https://beechcraft.txtav.com/en/bonanza-g36#specs https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/TCDS_IM_E_100_IO550_iss3_140917.pdf http://airmart.com/sites/default/files/Beechcraft%20G36%20Bonanza%20Performance%20and%20Specs.pdf |
| Arrow | Piper | https://www.piper.com/aircraft/trainer-class/arrow/specs-performance/ https://www.piper.com/wp-content/uploads/2018/12/2018_Trainer_Brochure_Email.pdf |
| Seminole | Piper | https://www.piper.com/aircraft/trainer-class/seminole/ https://www.piper.com/wp-content/uploads/2018/12/2018_Trainer_Brochure_Email.pdf https://en.wikipedia.org/wiki/Piper_PA-44_Seminole |
| Seneca V | Piper | https://www.piper.com/aircraft/trainer-class/seneca-v/ https://www.piper.com/wp-content/uploads/2018/12/2018_Trainer_Brochure_Email.pdf https://en.wikipedia.org/wiki/Piper_PA-34_Seneca#PA-34-220T_Seneca_V |
| DA 62 | Diamond Aircraft | https://www.diamondaircraft.com/aircraft/da62/ |
| Cessna Skyline | Textron | https://cessna.txtav.com/en/piston/cessna-skyline https://www.lycoming.com/sites/default/files/O%20%26%20IO-540%20Oper%20Manual%2060297-10.pdf http://airmart.com/sites/default/files/Cessna%20182T%20Skyline%20Performance%20and%20Specifications.pdf |

ZOZNAM POUŽITÝCH SKRATIEK A SYMBOLOV

| | | |
|-----------------------------|--|---|
| A | [lb] | Hmotnosť prázdneho letúna |
| A_{SOP}, A_{VOP} | [1] | Mohutnosť SOP a VOP |
| a, a_K, a_{KT}, a_{VOP} | [1/rad] | Sklon vztlakovej čiary, Sklon vztlakovej čiary krídla, sklon vztlakovej čiary krídlo-trup, sklon vztlakovej čiary VOP |
| B | [1] | Rozchod podvozku |
| b | [m] | Rozpätie krídla |
| b | [1] | Rozvor podvozku |
| b_{TR} | [m] | Maximálna šírka trupu |
| C_D | [1] | Súčiniteľ odporu |
| C_{D_o} | [1] | Súčiniteľ profilového odporu |
| C_{D_f} | [1] | Súčiniteľ trecieho odporu |
| C_{D_i} | [1] | Súčiniteľ indukovaného odporu |
| C_{Dmin} | [1] | Súčiniteľ minimálneho odporu |
| C_L | [1] | Súčiniteľ vztlaku |
| C_{L_0} | [1] | Súčiniteľ vztlaku letúna pri nulovom uhle nábehu letúna |
| $C_{L_0}^*$ | [1] | Súčiniteľ vztlaku VOP pri nulovom uhle nábehu α_{KT} |
| $C_{Lmax}, C_{Lmax_{kr}}$ | [1] | Maximálny súčiniteľ vztlaku (letúna), maximálny súčiniteľ vztlaku krídla |
| $C_{LFmax}, C_{LFmax_{kr}}$ | [1] | Maximálny súčiniteľ vztlaku letúna s klapkami, maximálny súčiniteľ vztlaku krídla s klapkami |
| $C_{L\alpha}, a$ | [1/rad] | Sklon vztlakovej čiary |
| c | [m] | Hĺbka profilu |
| c_0, c_k | [m] | Hĺbka profilu: koreňového a koncového |
| c_{eP} | [W.kg ⁻¹ .s ⁻¹] | Špecifická spotreba |
| c_f | [1] | Trecí súčiniteľ |
| c_{SAT}, c_{SGT} | [m] | Stredná aerodynamická tetiva, stredná geometrická tetiva |
| D | [N] | Oporová sila |
| D | [Eh][Rh] | Zabezpečenie vývoja letúna |
| $D_{tr,e}$ | [m] | Ekvivalentný priemer trupu |
| E | [Eh] | Inžinierske vývojové práce |
| e | [1] | Súčiniteľ aerodynamickej účinnosti |
| F | [N] | Ťahová sila |
| F | [Eh][Rh] | Letové skúšky |

| | | |
|-----------------------------|----------------------|--|
| F_P, F_V | [N] | Potrebný ťah, využitelný ťah |
| F_{pmin} | [N] | Minimálny potrebný ťah |
| F_{SL} | [N] | Statický ťah v 0 m MSA |
| G, G_0, G_p | [N] | Tiažová sila, tiažová sila letúnu pri vzlete, tiažová sila letúnu pri pristátí |
| g | [m.s ⁻²] | Gravitačné zrýchlenie |
| H, H_{prakt}, H_{teor} | [m] | Výška. Praktický dostup, teoretický dostup |
| K_{ATR} | [1] | Vplyv trupu na polohu AS |
| K, K_{max} | [1] | Kĺzavosť (aerodynamická jemnosť), maximálna kĺzavosť |
| K_p | [1] | Kĺzavosť v pristávacej konfigurácii s vplyvom zeme |
| k_g | [1] | Zmierňujúci súčiniteľ poryvu |
| k_{VOP} | [1] | Koeficient zníženia dynamického tlaku v mieste VOP |
| L | [N] | Vztlaková sila |
| L | [Eh][Rh] | Výroba |
| L_p | [m] | Dĺžka pristátia |
| $L_{TR}, L_{KAB}, L_1, L_2$ | [m] | Dĺžka trupu, dĺžka kabíny, dĺžka prednej a zadnej časti trupu |
| l_{VOP} | [m] | Rameno VOP |
| $l_{VOP_{0,25}}$ | [m] | Vzdialenosť medzi štvrtinovými bodmi krídla a VOP |
| M, M_{kr} | [1] | Machové číslo, kritické machové číslo |
| $M, M/A$ | [CZK/USD] | Materiál a výstroj, morory a avionika |
| m_1, m_2 | [kg] | Počiatočná, konečná hmotnosť letúna |
| m_{ew} | [kg] | Prázdna hmotnosť |
| m_{kr} | [kg] | Hmotnosť krídla |
| m_{pal} | [kg] | Hmotnosť paliva |
| m_C | [kg] | Hmotnosť posádky |
| m_F | [kg] | Hmotnosť paliva |
| m_{PL} | [kg] | Hmotnosť platiceho zaťaženia |
| m_{PU} | [kg] | Hmotnosť pohonnej jednotky |
| m_{TOW} | [kg] | Maximálna vzletová hmotnosť |
| m_{usw} | [kg] | Užitočné zaťaženie |
| \bar{m}_{SE} | [1] | Pomerná hmotnosť sústav a vybavení |
| \bar{m}_{ST} | [1] | Pomerná hmotnosť konštrukcie draka |
| n | [1] | Násobok |

| | | |
|-------------------------|----------------------|--|
| P, P_M | [W] | Výkon, výkon motora na hriadelí |
| P_p, P_V | [W] | Potrebný výkon, využiteľný výkon |
| P_{Pmin} | [W] | Minimálny potrebný výkon |
| p_0, p_c | [Pa] | Celkový tlak, statický tlak |
| Q_p, Q_s | [ks] | Počet vyrobených kusov prototypu, série |
| R | [m] | Dolet |
| Re | [1] | Reynoldsove číslo |
| R_{LS} | [1] | Súčiniteľ vplyvu šípu spojnice maximálnych hrúbok profilov |
| R_{KT} | [1] | Súčiniteľ interferencie krídlo-trup |
| R_p, R_s | [ks/mesiac] | Mesačná produkcia prototypu, série |
| S | [kts] | Maximálna rýchlosť letúna |
| S, S_{SOP}, S_{VOP} | [m ²] | Plocha krídla, poloha SOP, plocha VOP |
| S_{VK}, S_{SK} | [m ²] | Plocha výškového kormidla, plocha smerového kormidla |
| S_{wet} | [m ²] | Omočená plocha |
| T | [CZK/USD] | |
| T_0, T_c | [K] | Statická teplota, celková teplota |
| t | [m] | Maximálna hrúbka profilu |
| U_{de} | [m.s ⁻¹] | Rýchlosť poryvu |
| V | [m.s ⁻¹] | Rýchlosť letu |
| V_A, V_D, V_F, V_G | [m.s ⁻¹] | Návrhové rýchlosti obálky letu |
| V_C | [m.s ⁻¹] | Cestovná rýchlosť |
| V_F, V_{Fkrit} | [m.s ⁻¹] | Rýchlosť flutteru, kritická rýchlosť flutteru |
| V_{max} | [m.s ⁻¹] | Maximálna rýchlosť |
| V_{mD} | [m.s ⁻¹] | Rýchlosť letu minimálneho odporu |
| V_{min} | [m.s ⁻¹] | Minimálna rýchlosť |
| V_{mP} | [m.s ⁻¹] | Rýchlosť letu minimálneho potrebného výkonu |
| V_{pal} | [m ³] | Objem paliva |
| V_s, V_{s1}, V_{SF} | [m.s ⁻¹] | Pádová rýchlosť, pádová rýchlosť na chrbte, pádová rýchlosť s klapkami |
| W, W_{mTOW}, W_{empt} | [lb] | Hmotnosť letúna, maximálna vzletová hmotnosť, prázdna hmotnosť |
| w, w_{max} | [m.s ⁻¹] | Rýchlosť stúpaní, maximálna rýchlosť stúpania |
| x | [m] | Horizontálna vzdialenosť |
| x_{SAT} | [m] | x-ová súradnica SAT |



| | | |
|--|-----------------------|---|
| x_T | [m] | x-ová súradnica ťažiska |
| \bar{x}_A | [1] | Poloha AS letúnu |
| \bar{x}_{AK} | [1] | Pomerná poloha AS krídla |
| \bar{x}_{KT} | [1] | Pomerná poloha AS konfigurácie krídlo-trup |
| y_{SAT} | [m] | y-ová súradnica SAT |
| α, α_{KT} | [°] | Uhol nábehu, uhol nábehu konfigurácie krídlo-trup |
| α_0, α_{0K} | [°] | Uhol nábehu pri nulovom vztaku, uhol nábehu pri nulovom vztaku krídla |
| α_{krit} | [°] | Kritický uhol nábehu |
| γ | [°] | Uhol vyloženia hlavného podvozku voči zadnému ťažisku letúna, uhol stúpania |
| $\bar{\gamma}$ | [°] | Uhol kĺzania |
| δ | [1] | Koeficient indukovaného odporu |
| δ_0 | [1] | Tlakový pomer p_c/p_0 |
| η | [1] | Účinnosť, zúženie krídla |
| η_{vrt} | [1] | Účinnosť vrtule |
| η_{SOP}, η_{VOP} | [1] | Zúženie SOP a VOP |
| θ_0 | [1] | Teplotný pomer T_c/T_0 |
| κ | [°],[1] | Uhol šípu krídla, Poissonová konštanta 1,4 |
| $\kappa_{SOP_{0,25}}, \kappa_{VOP_{0,25}}$ | [°] | Uhol šípu SOP a VOP k 25% hĺbky |
| λ | [1] | Štíhlosť krídla |
| $\lambda_{SOP}, \lambda_{VOP}$ | [1] | Štíhlosť SOP a VOP |
| μ_g | [1] | Hmotnostný pomer letúna |
| ρ, ρ_0 | [kg·m ⁻³] | Hustota vzduchu, hustota vzduchu vo výške 0 m MSA |
| σ | [1] | Pomer hustôt vzduchu |
| σ_A | [1] | Statická zásoba s pevným riadením |
| φ | [°] | Uhol medzi zadnou časťou trupu a VPD v bode hlavného podvozku |
| φ_{KT} | [°] | Uhol čiary nulového vztaku kombinácie KT voči pozdĺžnej ose letúna |
| φ_{VOP} | [°] | Uhol nastavenia VOP voči pozdĺžnej ose letúna |
| ψ, ψ_{VOP} | [°] | Vzopätie krídla, vzopätie VOP |

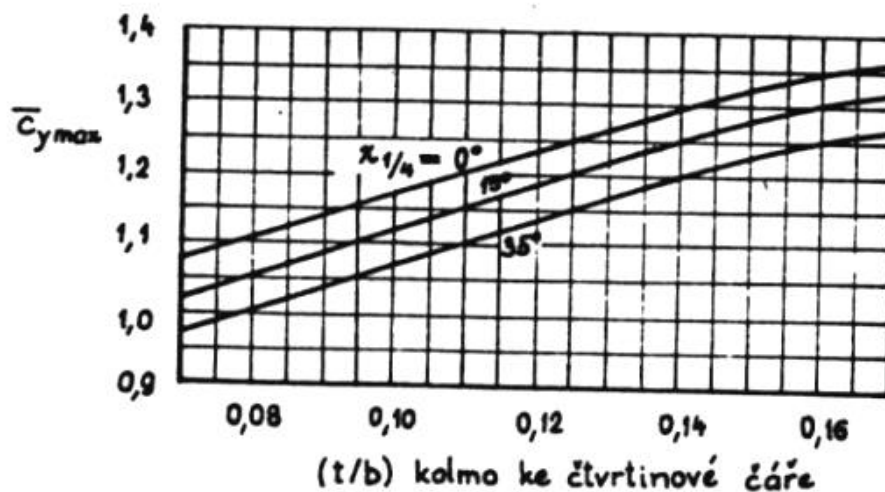
| | | |
|--|-----|--|
| $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ | [1] | Derivácia zošikmenia prúdu v mieste VOP |
| AS | | Aerodynamický stred |
| CZK | | Česká koruna |
| d | | dĺžka |
| EAS | | Ekvivalentná rýchlosť letu (z angl. Equivalent Airspeed) |
| Eh | | Inžinierska hodina |
| KT | | Krídlo-trup |
| MSA | | Medzinárodná štandardná atmosféra |
| PJ | | Pohonná jednotka |
| Rh | | Robotnícka hodina |
| SAT | | Stredná aerodynamická tetiva |
| SLS | | Štandardné podmienky vo výške hladiny mora (z angl. Standard Sea Level Conditions) |
| SOP | | Zvislá chvostová plocha (z českého svislá ocasní plocha) |
| š | | šírka |
| TR | | Throttle Ratio |
| USD | | Americký dolár |
| v | | výška |
| VOP | | Vodorovná chvostová plocha (z českého vodorovní ocasní plocha) |
| VPD | | Vodorovná pristávacia dráha |



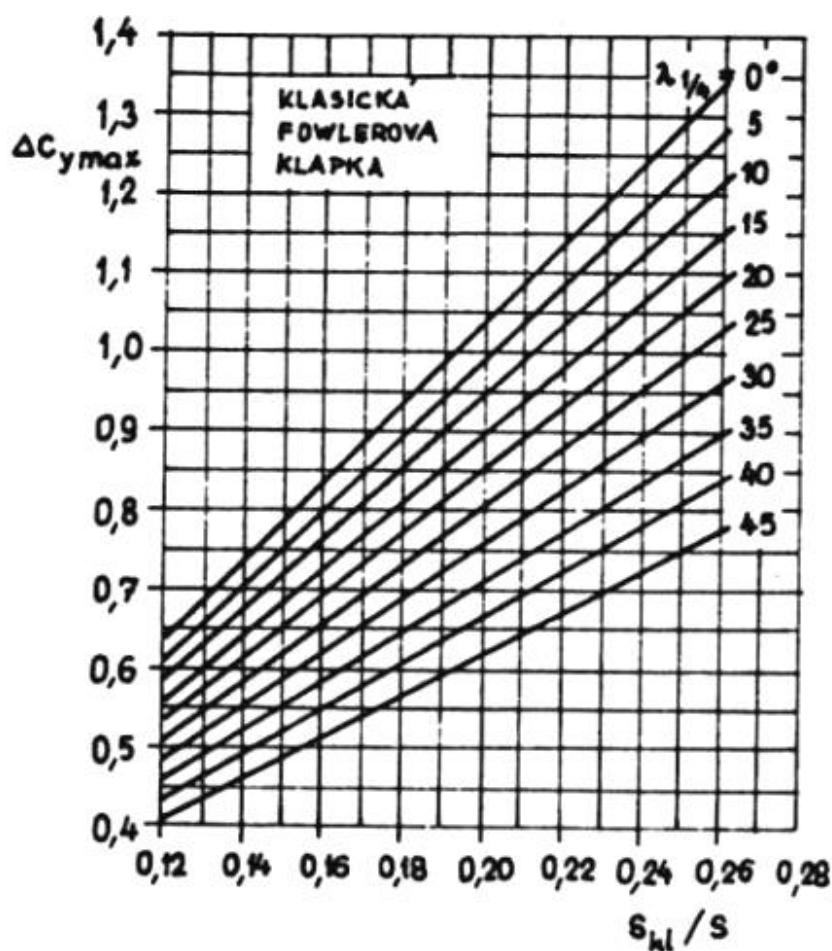
Zoznam príloh

| | | |
|----|--|-----|
| 1. | Príloha – Maximálny súčiniteľ vztlaku krídla | 147 |
| 2. | Príloha – Plocha ekvivalentnej dosky | 148 |
| 3. | Príloha – Faktor indukovaného odporu | 149 |
| 4. | Príloha – Aproximácia odporovej poláry | 150 |
| 5. | Príloha – Vplyv trupu na polohu AS | 152 |
| 6. | Príloha – Vrtuľové a ťahové charakteristiky | 153 |
| 7. | Príloha – Muška letúnu VUT 150 Adelka..... | 155 |

1 PRÍLOHA – MAXIMÁLNY SÚČINITEĽ VZTLAKU KRÍDLA

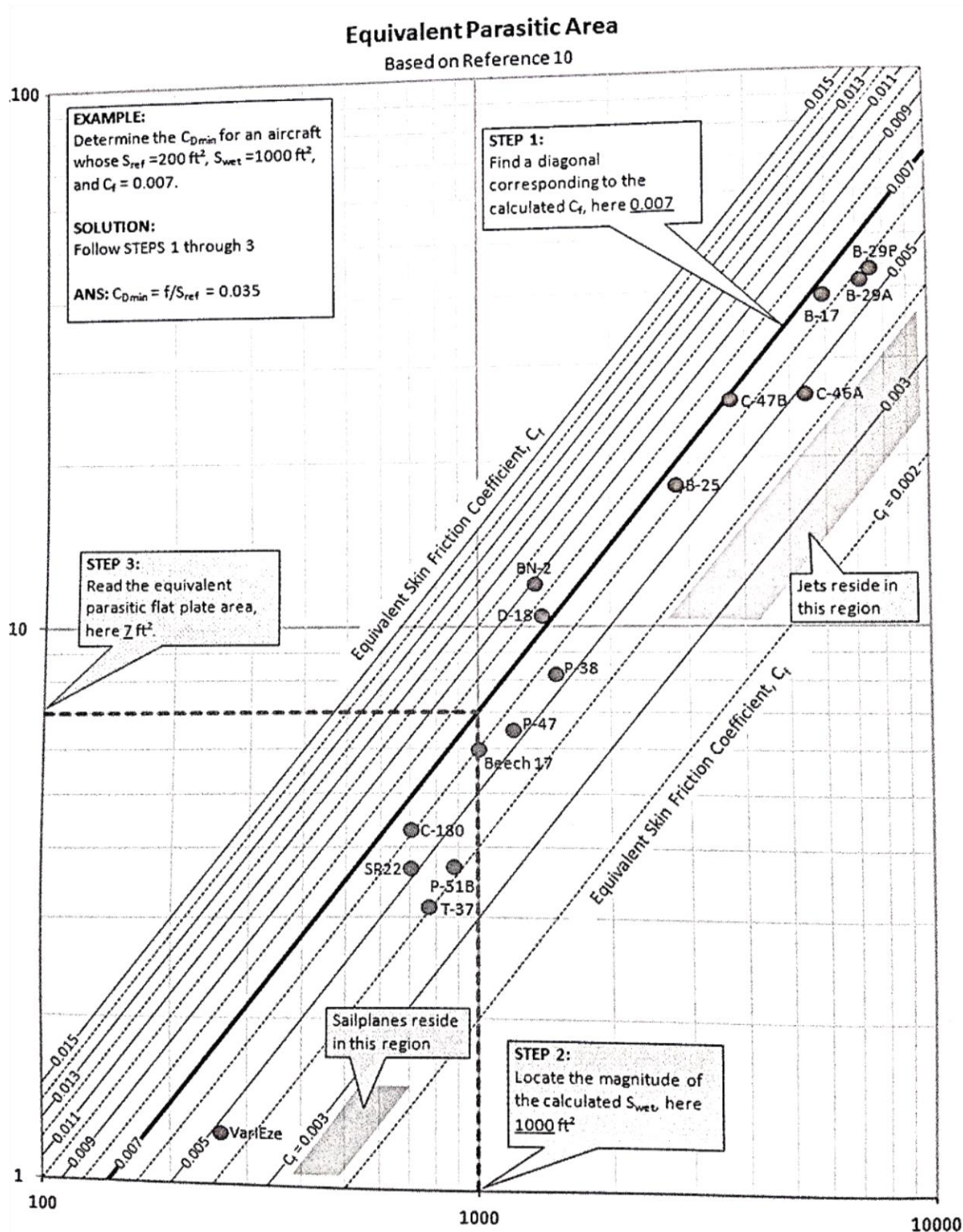


Obr. 1-1 Maximálny súčiniteľ vztlaku krídla bez klapky [3]

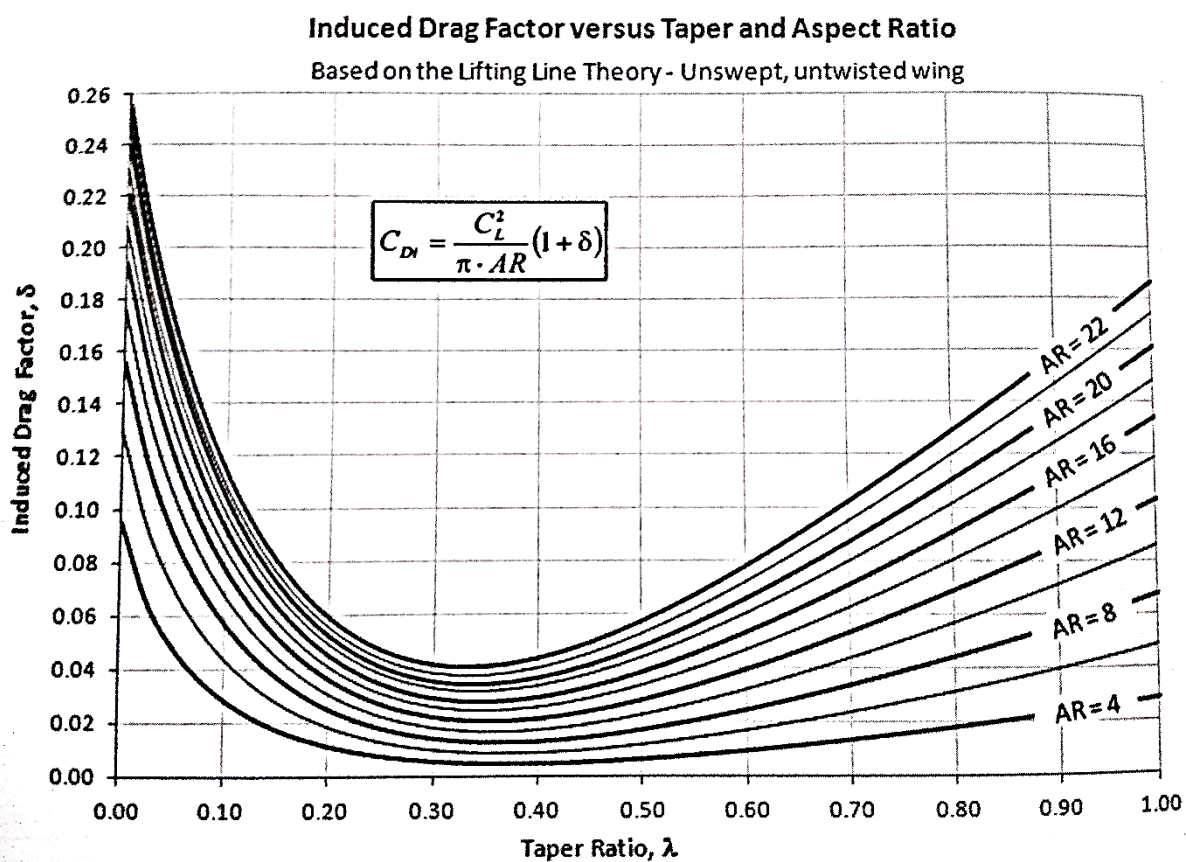


Obr. 1-2 Prírastok súčiniteľu vztlaku krídla od klapky [3]

2. PRÍLOHA – PLOCHA EKVIVALENTNEJ DOSKY



3. PRÍLOHA – FAKTOR INDUKOVANÉHO ODPORU



Obr. 3-1 Výpočet koeficientu indukovaného odporu numerickou metódou „Lifting-Line“

4. PRÍLOHA – APROXIMÁCIA ODPOROVEJ POLÁRY

Metóda v tejto prílohe slúži ako alternatívna metóda k oprave aerodynamickej poláry pre vyššie hodnoty vztlaku v kap. 7.1.4.

Aproximácia bola vykonaná pre hodnoty poláry vyššie než $C_{Lmax}/2$. Aproximačný polynom druhého stupňa pre modifikovaný súčiniteľ odporu bol: [8]

$$C_{Dmod} = AC_L^2 + BC_L + C$$

Konštanty A , B a C boli získané nasledujúcimi okrajovými podmienkami:

$$(1) C_{Lmod}(C_{Lm}) = C_D(C_{Lm})$$

$$(2) \frac{\partial C_{Dmod}}{\partial C_L} \text{ v bode } C_{Lm} \text{ bolo rovno } \frac{\partial C_D}{\partial C_L} \text{ v bode } C_{Lm}$$

$$(3) \text{ V bode } C_{Lmax} \text{ bolo } C_D = 0,12$$

Sklon zjednodušeného modelu odporu:

$$\frac{\partial C_D}{\partial C_L} = \frac{\partial}{\partial C_L} [C_{Dmin} + kC_L^2] = 2kC_L$$

Sklon modifikovaného modelu odporu:

$$\frac{\partial C_{Dmod}}{\partial C_L} = \frac{\partial}{\partial C_L} [AC_L^2 + BC_L + C] = 2AC_L + B$$

Tri rovnice pre určenie konštánt A, B a C boli

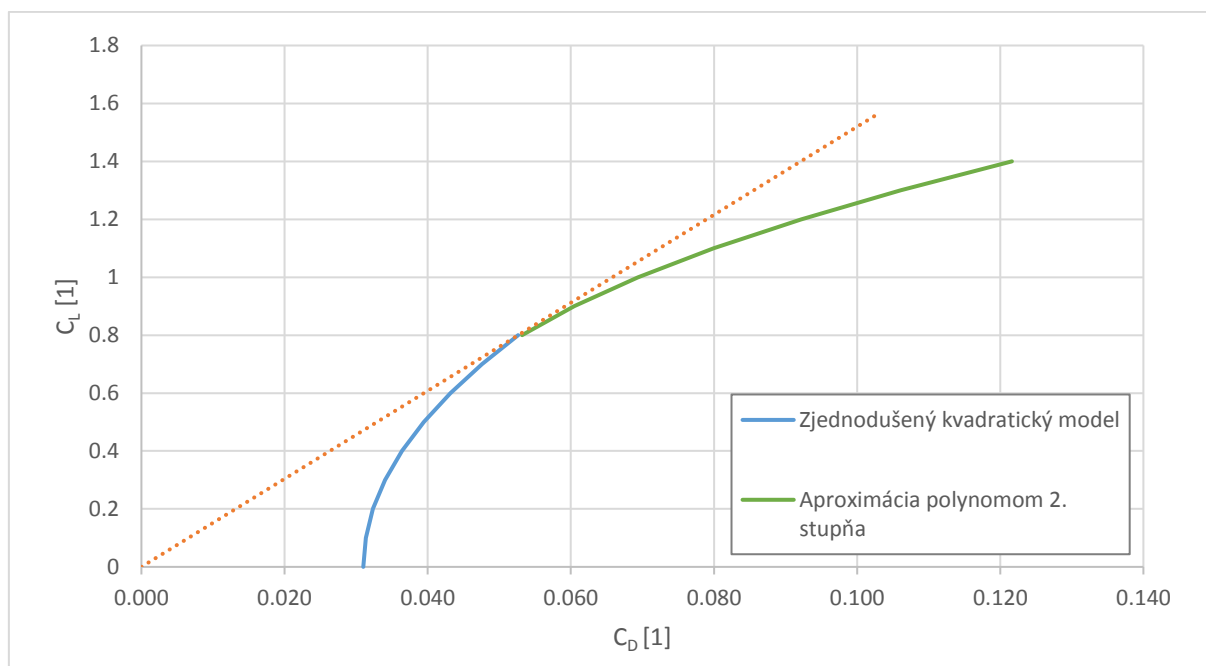
$$AC_{Lm}^2 + BC_{Lm} + C = C_{Dmin} + kC_{Lm}^2$$

$$2AC_{Lm} + B = 2kC_{Lm}$$

$$AC_{Lmax}^2 + BC_{Lmax} + C = C_{Dstall}$$

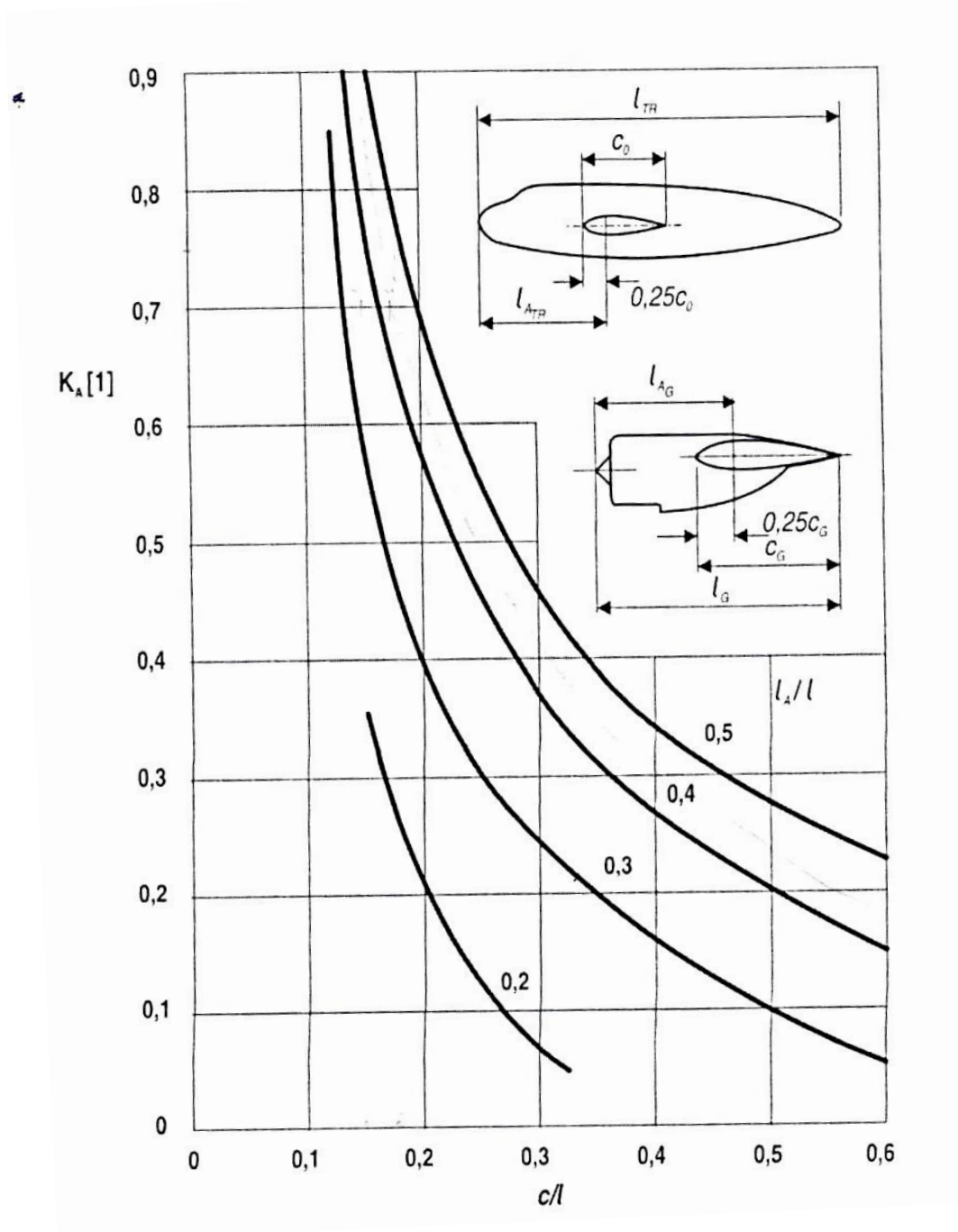
Zápis v maticovej forme

$$\begin{bmatrix} C_{Lm}^2 & C_{Lm} & 1 \\ 2C_{Lm} & 1 & 0 \\ C_{Lmax}^2 & C_{Lmax} & 1 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} A \\ B \\ C \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_{Dmin} + kC_{Lm}^2 \\ 2kC_{Lm} \\ C_{Dstall} \end{pmatrix}$$



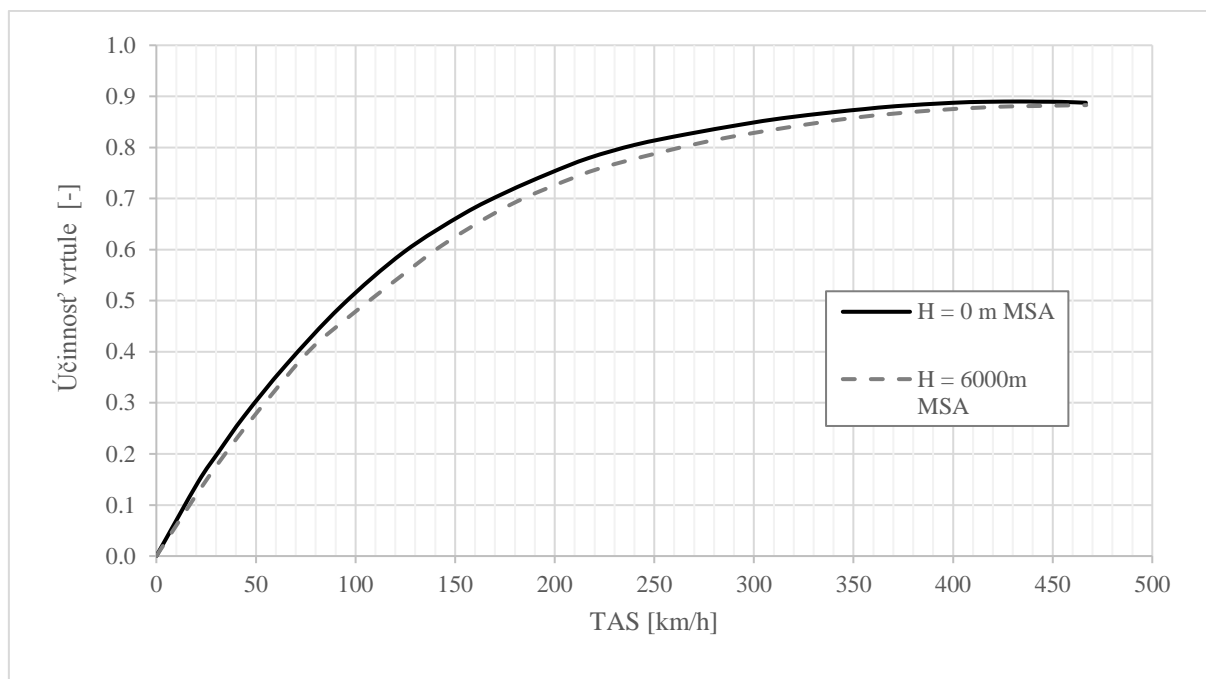
Obr. 4-1 Aerodynamická polára letúna s aproximáciou pre vyššie hodnoty súčiniteľa vztlaku. Táto aproximácia slúži ako alternatívna metóda k metóde opravy pre vyššie hodnoty súčiniteľa vztlaku uvedená v kap. 7.1.4.

5. PRÍLOHA – VPLYV TRUPU NA POLOHU AS

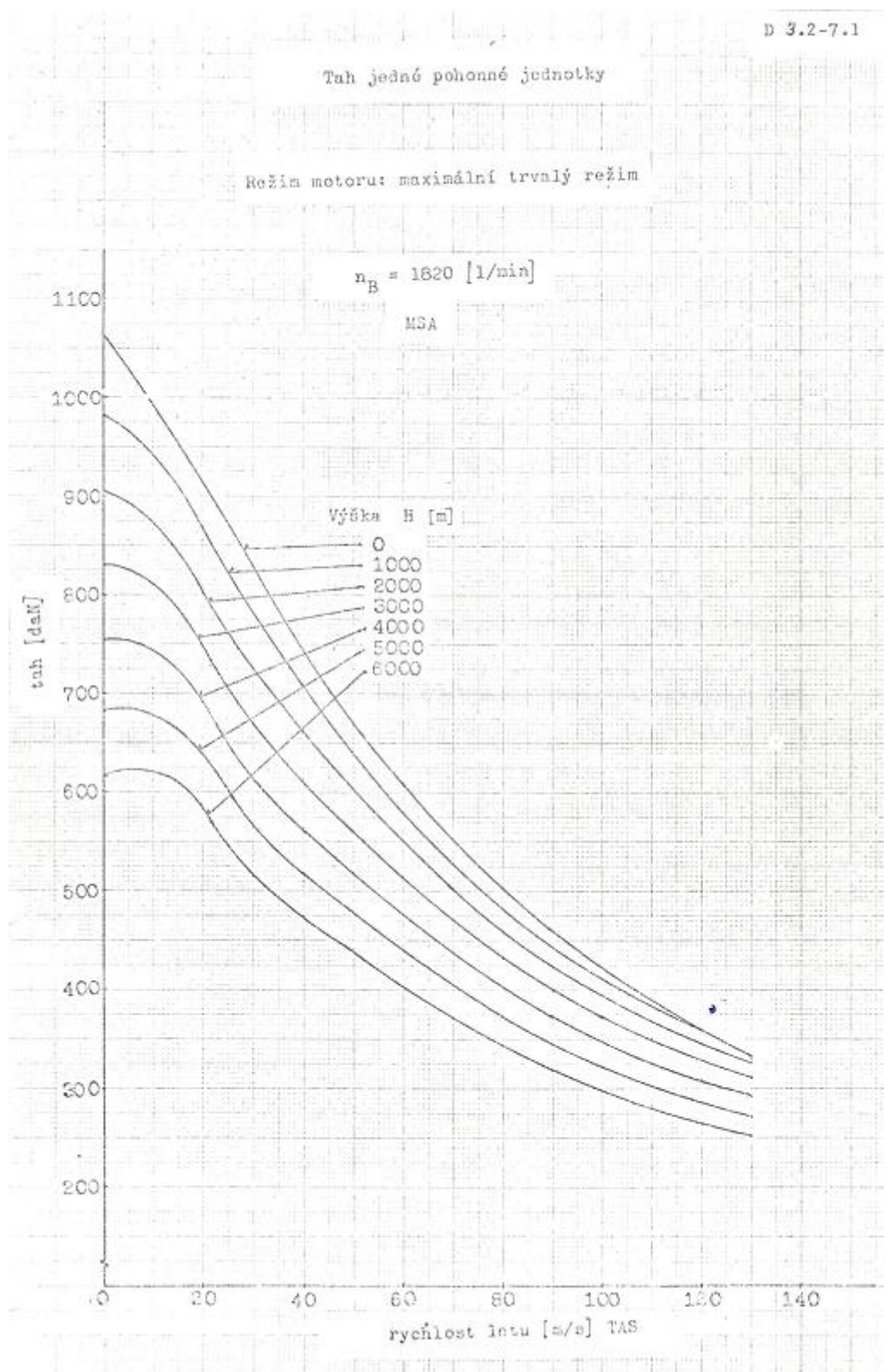


Obr. 5-IVplyv trupu na polohu AS letúna [5]

6. PRÍLOHA – VRTUĽOVÉ A ŤAHOVÉ CHARAKTERISTIKY



Obr. 6-1 Účinnosť vrtule V 509 S-22 v závislosti na rýchlosti letu [16]



Obr. 6-2 Ťah pohonnej jednotky M 601 E v maximálnom trvalom režime v závislosti na rýchlosti a výške letu. Výkon pohonnej jednotky v maximálnom trvalom režime je 490 kW.